О.И.Михайлов
И.М.Козлов
Ф.С.Гергель

АВИАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ



О.И.Михайлов, И.М.Козлов, Ф.С.Гергель
АВИАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ

О. И. МИХАЙЛОВ, И. М. КОЗЛОВ, Ф. С. ГЕРГЕЛЬ

АВИАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ

Допущено
управлением учебными заведениями МГА
в качестве учебника
для высших учебных заведгний
гражданской авиации



Москва
«МАШИНОСТРОЕНИЕ»
1977

6Т5.1
М 69
УДК 629.7.054(075.8)

Рецензенты
кафедра авиационных приборов и автоматов
Московского института инженеров гражданской авиации
и д-р техн. наук лауреат Государственной премии Е. В. Ольман

Михайлов О. И., Козлов И. М., Гергель Ф. С.
М 69 Авиационные приборы. М., «Машиностроение», 1977, 416 с.

В книге приведены сведения о пилотажно-навигационных приборах и автопилотах, устанавливаемых на современных самолетах и вертолетах гражданской авиации, их принципе действия, устройстве и летной эксплуатации.

Рассмотрены приборы для измерения высоты и скорости полета; измерители крена, тангажа и скольжения; измерители угловых скоростей; гироскопические, астрономические, радиотехнические и магнитные измерители курса самолета; курсовые системы; инерциальные системы навигации.

Даны общие сведения об автоматическом управлении полетом самолета и описаны автопилоты современных самолетов и вертолетов.

Приведены сведения о бортовых самописцах параметров самолета.

Книга предназначена для слушателей высших летных учебных заведений и соответствует программе «Пилотажно-навигационные приборы» для подготовки инженеров-пилотов, инженеров-штурманов и инженеров по управлению воздушным движением, а также может быть полезна летному и техническому составу гражданской авиации и студентам не приборных специальностей авиационных вузов.

Табл. 7, ил. 269, список лит. 26 назв.

М $\frac{31308\text{-}198}{038(01)\text{-}77}$ 198-77 6Т5.1

ПРЕДИСЛОВИЕ

Совершенствование воздушного транспорта сопровождается все большим оснащением самолетов и вертолетов различного рода приборным оборудованием, роль которого в обеспечении безопасности полетов все время возрастает.

Летная эксплуатация современного приборного оборудования требует от экипажей воздушных судов глубоких и всесторонних инженерных знаний, которые позволяют максимально использовать большие возможности современной техники.

В книге сделана попытка систематического изложения основ теории, а также вопросов летной эксплуатации пилотажно-навигационных приборов и автопилотов в том плане и объеме, какой требуется инженерам-пилотам, инженерам-штурманам и инженерам по управлению воздушным движением.

В книге рассмотрено преобладающее большинство эксплуатируемых в настоящее время пилотажно-навигационных приборов и автопилотов.

Излагаемый материал должен подготовить читателя для изучения пилотажно-навигационных комплексов и автоматических систем, которыми оснащаются современные воздушные лайнеры.

В главе 1 дана общая теория и описаны приборы и системы для измерения высоты, скорости полета и числа М.

Главы 2—5 посвящены приборам, измеряющим угловые скорости самолета, гировертикалям и авиагоризонтам.

В главах 6—9 рассмотрены магнитные, гироскопические, астрономические, радиотехнические компасы и курсовые системы.

Понятие о навигационных индикаторах и инерциальных системах дано в главах 10 и 11. Приборы и системы регистрации параметров самолета рассмотрены в главе 12.

В 13—17 главах наряду с общими сведениями об автоматическом управлении полетом самолета дано описание современных самолетных и вертолетных автопилотов.

При изложении материала авторы стремились обращать особое внимание на вопросы летной эксплуатации приборов и систем и физическую картину происходящих в них процессов.

Введение, главы 2—11 написаны О. И. Михайловым; главы 1, 14, 16, 17— И. М. Козловым; глава 12 — Ф. С. Гергелем; главы 13, 15 — И. М. Козловым и Ф. С. Гергелем.

Авторы выражают искреннюю признательность сотрудникам кафедры авиационных приборов и автоматов Московского института инженеров гражданской авиации, руководимой канд. техн. наук доцентом В. Г. Воробьевым, за ценные замечания, сделанные ими при рецензировании.

Авторы с благодарностью примут критические замечания и пожелания читателей, которые следует направлять по адресу: 107885, Москва, Б-78, 1-й Басманный пер., 3, изд-во «Машиностроение».

ВВЕДЕНИЕ

Развитие гражданской авиации характеризуется повышением безопасности и регулярности полетов.

Роль авиационных приборов и автоматических систем в обеспечении безопасности полетов все время возрастает.

Летательный аппарат *— сложнейшее устройство, которое условно состоит из трех основных частей: планера, двигательной установки, приборного оборудования.

Все бортовое оборудование современных самолетов принято разделять на три группы: электроспециальное, радиотехническое, приборное.

Такое деление в некоторой степени условно, поскольку все три группы бортового оборудования тесно взаимосвязаны и дополняют друг друга.

В свою очередь приборное оборудование можно рассматривать как состоящее из приборов и датчиков. Под датчиком понимается устройство, измеряющее определенную физическую величину и преобразующее ее к виду, удобному для дальнейшего использования в общей измерительной или автоматической системах.

По назначению все авиационные приборы и датчики делят на три большие группы.

1. Пилотажно-навигационные приборы. В эту группу входят все приборы и датчики и автоматические устройства, которые необходимы для пилотирования самолета и решения навигационных задач. К таким приборам относят, например, указатели горизонтальной и вертикальной скорости, измеритель высоты, числа М, навигационные вычислители, компасы, авиагоризонты и др. Несколько обособленное положение в этой группе занимают автопилоты.

2. Приборы контроля работы двигателей. К этой группе относят приборы и устройства, контролирующие различные параметры работы двигателей, например, указатели числа оборотов вала двигателя, измеритель крутящего момента, указатели расхода топлива, указатели количества топлива и т. д. Состав этих приборов и устройств полностью определяется количеством и типом двигателей, устанавливаемых на самолете.

3. Вспомогательная группа приборов предназначена для обслуживания различных агрегатов, установленных на борту. К ним относят амперметры, вольтметры, приборы контроля системы кондиционирования воздуха, работы механизации крыла, шасси, различные регистрирующие приборы и т. д.

По принципу действия иногда приборы и датчики классифицируют на мембранно-анероидные, гироскопические, электрические.

---

* Рассматриваются только самолеты и вертолеты гражданской авиации, которые в книге объединены термином воздушные суда.

По способу представления информации приборы бывают со стрелочной и цифровой индикацией, с изобразительной индикацией, а также могут иметь световую и акустическую сигнализацию. На самолете приборы работают в условиях, резко отличающихся от обычных, земных, поэтому предъявляются особые требования к их конструкции и эксплуатации. Рассмотрим основные факотры, характеризующие условия эксплуатации авиационных приборов.

Температура. Для авиационных приборов, используемых на больших и малых высотах полета и в различных климатических условиях, рабочий диапазон температур составляет $-60 \div +50°$ С. Только отдельные приборы, устанавливаемые в непосредственной близости от двигателей, рассчитаны на работу в диапазоне $-60 \div +100°$ С. Такой большой рабочий диапазон колебаний температуры приводит к ошибкам приборов, вызываемым изменением электрических параметров, механических характеристик деталей и т. д. В связи с этим в приборах широко используют различного рода температурные компенсаторы, стабилизаторы, системы охлаждения и обогрева.

Влажность среды, в которой находится прибор, влияет на электрическое сопротивление изоляционных материалов, коррозионную стойкость металлов, поэтому при конструировании приборов приходится это учитывать.

Степень насыщенности воздуха парами воды характеризуется относительной влажностью R, выражаемой в процентах:

$$R = \frac{q}{Q} 100,$$

где q — абсолютная влажность, т. е. количество пара в газе в 1 м³; Q — максимальное количество насыщенных паров в газе при данной температуре в Н/м³.

Количество водяных паров в воздухе не может превышать определенной величины. Ниже приведены данные предельного количества водяных паров для некоторых температур.

Температура, °С	—30,	—20,	—10,	0,	+10,	+20,	+30
Содержание в воздухе водяных паров, г/м³	0,5,	1,0	2,5,	5,0,	9,5,	17,	30

Таким образом, предельное количество водяных паров в теплом воздухе значительно больше, чем в холодном, поэтому при подъеме на высоту, где температура всегда ниже, чем у земли, в необогреваемых и герметизированных отсеках самолета может выпасть осадок в виде росы, инея, снега, который, попадая на приборы, влияет на их работу.

Обычно авиационные приборы рассчитывают на работу при относительной влажности, близкой к 100% и температуре 20° С.

Плотность воздуха. С подъемом на высоту плотность воздуха уменьшается. Это влияет на теплообменные процессы в приборах и на изоляционные свойства воздуха. Поэтому все авиационные приборы имеют допустимую «высотность», т. е. высоту,

до которой они сохраняют свои точностные характеристики. Применение герметичных приборов с заполнением их внутреннего объема инертным газом позволяет значительно нейтрализовать влияние влажности и уменьшить влияние плотности воздуха.

Механические воздействия. В полете приборы подвергаются действию ускорений, которые возникают как при изменении скорости движения самолета, так и при совершении им различных эволюций.

Действие ускорения на приборы оценивается величиной перегрузки n, т. е. отношением ускорения a к ускорению силы тяжести g в относительных единицах:

$$n = a/g.$$

Для транспортных самолетов $n = 1{,}5 \div 2$.

Каким же образом перегрузки влияют на работу приборов?

Рассмотрим такой пример. Пусть в приборе имеется зубчатая пара (рис. В. 1, *а*), состоящая из зубчатого сектора *1* и трибки *2*. Масса нижней части зубчатого сектора G_1 больше массы его верхней части G_2, считая от оси сектора. Ускорение $\bar{a}$ одинаково действует на верхнюю и нижнюю части. Силы, приложенные к верхней и нижней части сектора, находим по формулам

$$F_1 = \frac{G_1}{g} a; \quad F_2 = \frac{G_2}{g} a.$$

Так как масса $G_1 > G_2$, то сила $F_1 > F_2$; следовательно, возникает момент, под действием которого происходит поворот зубчатого сектора. Этот момент обусловлен действием ускорения. Поэтому большинство механизмов и деталей авиационных приборов должно быть тщательно сбалансировано. Так, в нашем примере верхняя часть сектора уравновешивается специальным балансиром *3* (рис. В. 1, *б*), тогда $F_1 = F_2$.

Кроме того, приборы испытывают и вибрационные перегрузки, т. е. перегрузки от вибрации основания, на котором крепятся. Если частота вибрации основания совпадает с частотой собственных колебаний механизмов прибора, то может наступить резонанс, при котором значительно возрастает амплитуда колебаний прибора, и он может выйти из строя. Вибрация основания оценивается величиной вибрационной перегрузки

$$n_{в} = a_m/g,$$

где $n_{в}$ — вибрационная перегрузка; a_m — максимальная величина ускорения, возникающего при вибрации.

Определим максимальную величину ускорения a_m. Пусть вибрация имеет синусоидальный характер

$$A = A_0 \sin \omega t,$$

где A_0 — амплитуда; ω — круговая частота.

Тогда скорость изменения вибрации можно записать

$$\dot{A}=A_0\omega\cos\omega t,$$

ускорение же будет выражаться следующей зависимостью:

$$\ddot{A}=-A_0\omega^2\sin\omega t.$$

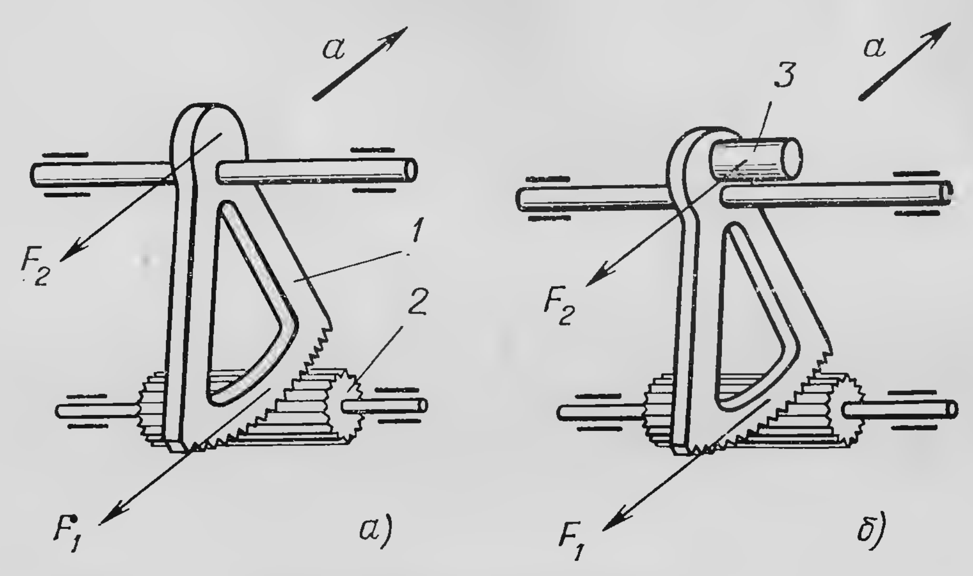


Рис. В. 1. К пояснению действия ускорений на детали приборов

Максимальное абсолютное ускорение при вибрации будет

$$a_m=A_0\omega^2.$$

Так как $\omega=2\pi f$, где f — частота колебаний в Гц, то имеем

$$a_m=4A_0\pi^2f^2,$$

а вибрационная перегрузка при этом будет определяться выражением

$$n_в=\frac{4A_0\pi^2f^2}{g}.$$

На самолете много источников вибрации, амплитуды и частоты которых могут быть различными.

Приборные доски (панели, на которых крепятся приборы) устанавливают на амортизаторы, которые гасят колебания и уменьшают влияние вибрации. Приборы, устанавливаемые на приборных досках, рассчитаны на вибрационную перегрузку, равную 1,5÷2 единицам. Обособленно расположенные приборы, как правило, имеют индивидуальные амортизаторы.

Здесь рассмотрены основные условия эксплуатации авиационных приборов. В основном документе, сопровождающем прибор, — техническом паспорте, указываются диапазон температур, влажности, величины механических воздействий, при которых данный прибор будет работать нормально.

Эксплуатация прибора возможна только при указанных в паспорте условиях.

Глава 1

ПРИБОРЫ ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ВЫСОТЫ И СКОРОСТИ ПОЛЕТА

1.1. МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЫСОТЫ ПОЛЕТА

Приборы, предназначенные для измерения высоты полета над земной поверхностью, называются высотомерами.

Различают три высоты полета (рис. 1. 1): абсолютную — высоту относительно уровня моря; относительную — высоту относительно какого-либо места, например, аэродрома взлета или посадки; истинную — высоту над пролетаемой местностью.

Абсолютную высоту полета важно знать при испытаниях самолетов. Относительная высота должна быть известна при взлете и посадке, а истинная высота — во всех случаях полета. Высоту полета относительно уровня с давлением 760 мм рт. ст. называют абсолютной барометрической высотой.

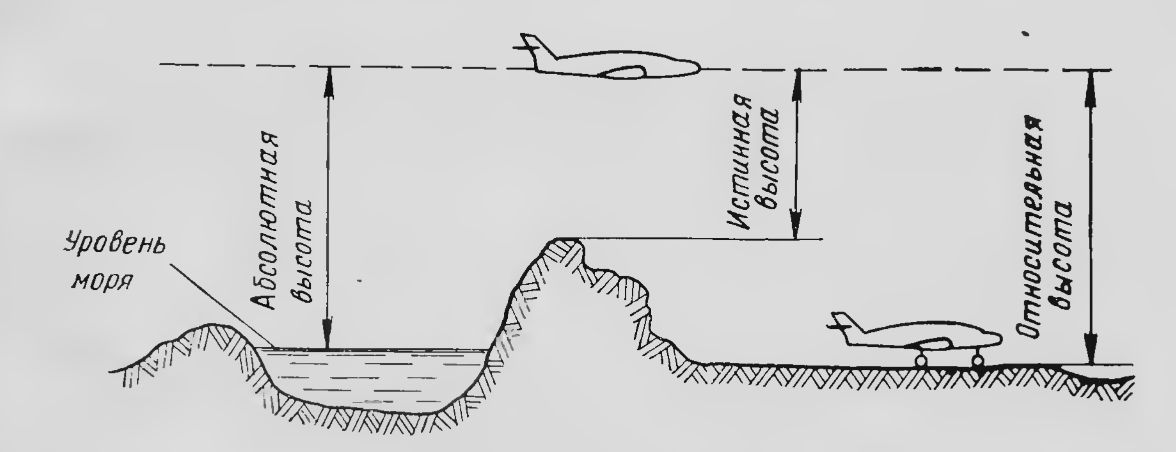


Рис. 1. 1. К пояснению абсолютной, истинной и относительной высоты полета

Известно несколько методов определения высоты полета. Среди них следует отметить барометрический и радиотехнический методы, которые получили наибольшее распространение в гражданской авиации.

Барометрический метод измерения высоты основан на зависимости между абсолютным давлением в атмосфере и высотой. Измерение высоты этим методом сводится к определению абсолютного давления с помощью барометра.

Радиотехнический метод основан на измерении времени прохождения радиосигналом пути от самолета до поверхности земли и обратно.

В данной главе рассматривается теория барометрического метода измерения высоты и принцип построения высотомеров, основанных на этом методе.

1.2. ТЕОРИЯ БАРОМЕТРИЧЕСКОГО МЕТОДА ИЗМЕРЕНИЯ ВЫСОТЫ

Известно, что с увеличением высоты H уменьшается абсолютное атмосферное давление p. Так как это давление для одного и того же момента времени связано с высотой однозначной зависимостью, то, измерив на некоторой высоте абсолютное давление, можно определить высоту точки измерения.

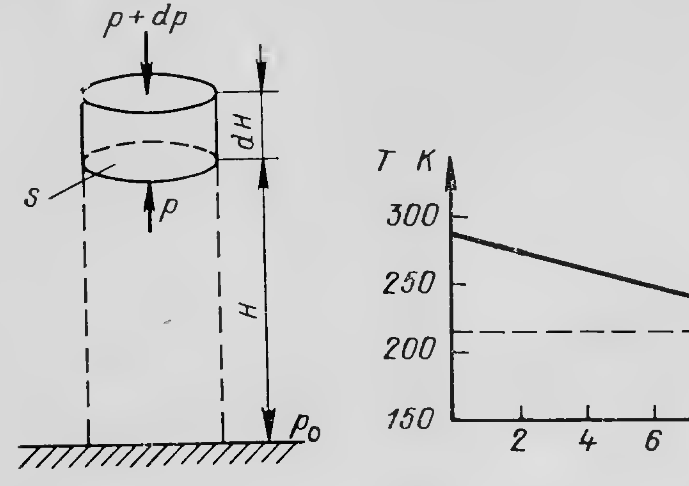


Рис. 1.2. К выводу барометрической формулы

Рис. 1.3. График зависимости температуры воздуха от высоты

Зависимость абсолютного давления атмосферы от высоты можно получить расчетным путем. Для вывода этой зависимости выделим в атмосфере на высоте H вертикальный столб воздуха постоянного сечения S (рис. 1.2). Давление воздуха на высоте H обозначим через p, а давление воздуха на нулевой высоте — через p_0. Весовую плотность воздуха в цилиндре обозначим через γ.

Рассмотрим равновесие сил, действующих на столб воздуха высотой dH. На нижнее основание действует направленная вверх сила pS, а на верхнее — направленная вниз сила $(p+dp)S$, где $p+dp$ — абсолютное давление на уровне верхнего основания. Кроме того, вниз направлена сила тяжести массы воздуха, заключенного в цилиндре, равная γSdH.

Уравнение сил имеет вид

$$(p+dp)S+\gamma SdH=pS.$$

Производя преобразование, будем иметь

$$dp=-\gamma dH. \tag{1.1}$$

Знак минус в выражении (1.1) показывает, что с увеличением высоты атмосферное давление уменьшается.

Из уравнения состояния газа имеем

$$p=TR\gamma \text{ или } \gamma=p/TR,$$

где p — абсолютное атмосферное давление на некоторой высоте; T — абсолютная температура воздуха на той же высоте; R — газовая постоянная, равная 29,27 м/град.

Подставив значение плотности γ в формулу (1.1), получим

$$dp=-\frac{p}{TR}dH. \tag{1.2}$$

Известно, что производная от температуры по высоте называется вертикальным температурным градиентом. Зависимость абсолютной температуры от высоты в пределах 0—20 км представлена на рис. 1.3 по временной стандартной атмосфере СА-64. Исходными данными для нее являются метеорологические параметры на уровне моря: $p_0=760$ мм рт. ст. и $T_0=288{,}15$ К. С 1 января 1975 г. вводится стандартная атмосфера СА-73, исходные метеорологические параметры которой на уровне моря следующие: $p_0=101325$ Па и $T_0=288{,}15$ К.

Для высоты 0—11 км можно считать, что вертикальный градиент $\tau=\text{const}$. Он равен 6,5 град/км. Следовательно, температура воздуха в атмосфере до высоты 11 км является линейной функцией высоты:

$$T=T_0-\tau H. \tag{1.3}$$

Температура T на высоте 11 км равна 216,65 К (—56,5° С). На высоте от 11 до 20 км температура по СА-73 остается неизменной.

Подставив значение температуры T из формулы (1.3) в выражение (1.2), получим

$$dp=-\frac{pdH}{R(T_0-\tau H)}.$$

Разделим переменные, тогда

$$\frac{dp}{p}=-\frac{dH}{R(T_0-\tau H)}.$$

Интегрируя левую часть этого уравнения от p_0 до p, а правую соответственно от 0 до H, будем иметь

$$\int_{p_0}^{p}\frac{dp}{p}=-\frac{1}{R}\int_{0}^{H}\frac{dH}{T_0-\tau H}$$

или

$$\ln\frac{p}{p_0}=\frac{1}{R\tau}\ln\frac{T_0-\tau H}{T_0},$$

откуда

$$p=p_0\left(1-\frac{\tau}{T_0}H\right)^{\frac{1}{R\tau}}. \tag{1.4}$$

Формула (1.4) носит название стандартной барометрической. Если решить зависимость (1.4) относительно H, то получим формулу, называемую гипсометрической (от греческого слова гипсос — высота):

$$H=\frac{T_0}{\tau}\left[1-\left(\frac{p}{p_0}\right)^{R\tau}\right]. \quad (1.5)$$

Формулы (1.4) и (1.5) справедливы до высоты 11 км. На высотах более 11 км в уравнение (1.2) вместо температуры T необходимо подставить T_{11}, т. е. температуру, соответствующую высоте 11 км. После преобразований получим

$$\frac{dp}{p}=-\frac{1}{T_{11}R}dH.$$

Проинтегрировав полученное уравнение: левую часть в пределах от p_{11} до p и правую — от H_{11} до H, найдем

$$p=p_{11}e^{-\frac{H-H_{11}}{RT_{11}}}, \quad (1.6)$$

где p_{11} — атмосферное давление на высоте 11 км; H_{11} — высота, равная 11 км.

Формула (1.6) может быть написана в виде гипсометрической:

$$H=H_{11}+RT_{11}\ln\frac{p_{11}}{p}. \quad (1.7)$$

Из гипсометрических формул (1.5) и (1.7) видно, что измеряемая высота является функцией четырех переменных:

$$H=f(p,\ p_0,\ T_0,\ \tau). \quad (1.8)$$

Если принять, что p_0, T_0 и τ — постоянные величины, то высота H будет однозначно зависеть от давления p, т. е. $H=f(p)$. Давление можно непосредственно измерить на самолете при помощи манометра абсолютного давления (барометр), шкала которого градуируется в единицах высоты. Такой барометр называется барометрическим высотомером.

Из выражения (1.8) видно, что барометрический высотомер показывает высоту относительно того уровня, давление и температура на котором (p_0 и T_0) заданы при тарировке прибора. Барометрические высотомеры тарируются при $p_0=760$ мм рт. ст. и $T_0=288{,}15$ К (15° С).

Фактическое давление p_0 и температура T_0 не остаются постоянными и могут отличаться от указанных значений. Поэтому эти изменения необходимо учитывать при пользовании барометрическим высотомером.

Нередко вместо гипсометрических формул (1.5) и (1.7) используют приближенные формулы, в которых температура $T=f(H)$ заменяется средней температурой $T_{ср}$ столба воздуха на высоте полета и у земли, т. е.

$$T_{ср}=\frac{T_0+T}{2}.$$

Для высоты $H>11$ км средняя температура будет

$$T_{ср}=T+\frac{T_0-T_{11}}{2}\frac{H_{11}}{H}.$$

Приближенные гипсометрические формулы имеют вид

$$H=R\frac{T_0+T}{2}\ln\frac{p_0}{p}\ \text{при}\ H\leqslant 11\ \text{км}; \quad (1.9)$$

$$H=R\left(T+\frac{T_0-T_{11}}{2}\cdot\frac{H_{11}}{H}\right)\ln\frac{p_0}{p}\ \text{при}\ 11<H\leqslant 20\ \text{км}. \quad (1.10)$$

Расчеты показывают, что разность значения высот, вычисленных по формулам (1.5), (1.7) и формулам приближенным (1.9) и (1.10), не превышает 1%.

1.3. МЕХАНИЧЕСКИЕ БАРОМЕТРИЧЕСКИЕ ВЫСОТОМЕРЫ

Барометрические высотомеры по своему устройству однотипны. Диапазон измеряемых высот лежит в пределах от 0 до 20 км и выше. Измерение высоты полета с помощью барометрического высотомера сводится к определению абсолютного давления в атмосфере.

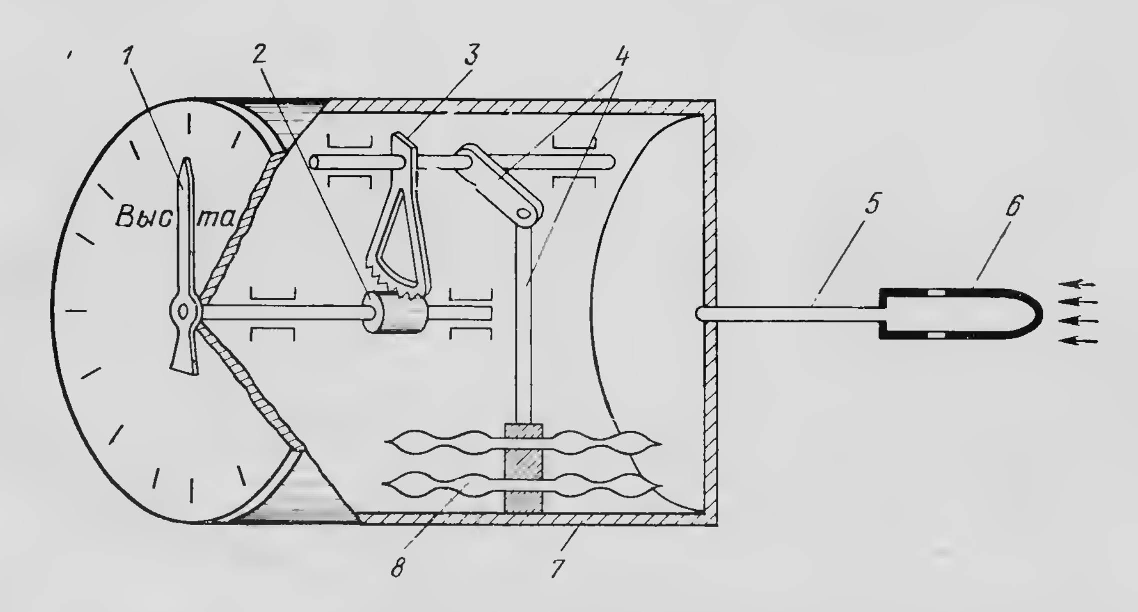


Рис. 1.4. Принципиальная схема барометрического высотомера:
1—стрелка; *2*—трибка; *3*—зубчатый сектор; *4*—передаточный механизм; *5*—трубопровод; *6*—приемник статического давления; *7*—корпус; *8*—блок анероидных коробок

Принципиальная схема барометрического высотомера представлена на рис. 1.4. Чувствительным элементом, воспринимающим атмосферное давление, служит блок анероидных коробок *8*. Он состоит из двух анероидных коробок для повышения чувствительности прибора. Каждая анероидная коробка состоит из двух спаянных между собой гофрированных мембран.

Для правильного измерения атмосферного давления необходимо, чтобы блок анероидных коробок воспринимал статическое давление наружного воздуха на уровне полета. Давление воздуха внутри самолета, где расположен высотомер, может значительно отличаться от статического давления наружного воздуха. Поэтому блок анероидных коробок помещают в герметичный корпус *7*, который трубопроводом *5* сообщается с приемником статического давления *6*. Снаружи на блок анероидных коробок действуют силы статического давления воздуха. Эти силы уравновешиваются упругими силами коробок.

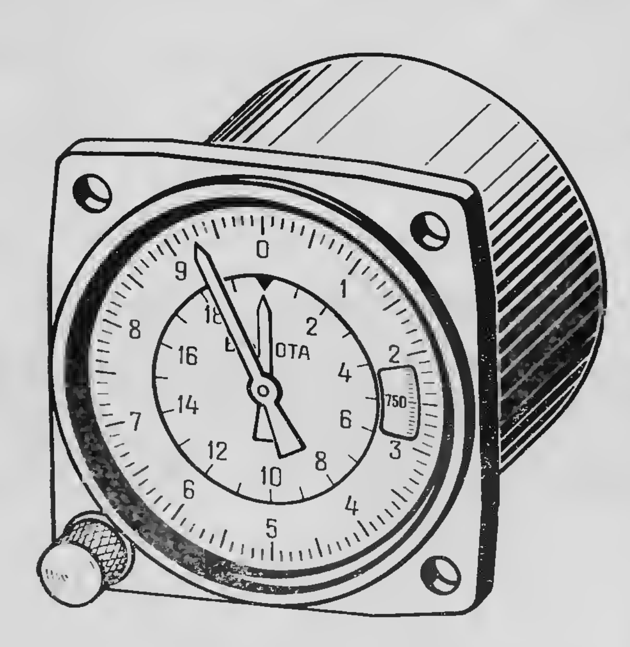


Рис. 1.5. Общий вид двухстрелочного высотомера

При подъеме на высоту давление, действующее на анероидные коробки, уменьшается и подвижный центр блока коробок перемещается. С подвижным центром связана кривошипно-шатунная передача *4*, которая поворачивает зубчатый сектор *3*. Поворот сектора передается трибке *2*, на оси которой укреплена стрелка *1*. Стрелка поворачивается относительно неподвижной шкалы, которая проградуирована в единицах высоты.

Для увеличения точности отсчета в современных высотомерах имеются две стрелки. Малая стрелка высотомера поворачивается на один оборот при изменении высоты в пределах измеряемого диапазона и служит для грубого отсчета; большая стрелка поворачивается на один оборот при изменении высоты на один километр и служит для точного отсчета. Высота определяется по сумме показаний обеих стрелок.

Общий вид двухстрелочного высотомера показан на рис. 1.5, а его кинематическая схема представлена на рис. 1.6.

Механизм прибора смонтирован в герметичном корпусе диаметром 80 мм. Блок анероидных коробок *11* вместе с механизмом укреплен на основании *2*.

От приемника статического давления по трубопроводам воздух подается внутрь корпуса прибора. Его статическое давление воспринимается анероидными коробками *11*. При изменении высоты полета коробки деформируются. Деформация коробок через укрепленный в верхнем (подвижном) жестком центре биметаллический компенсатор первого рода *10*, тягу *9*, биметаллический компенсатор второго рода *6* передается на валик *7*. При повороте валика *7* движется зубчатый сектор *4*, который вращает трибку *13* и большое

зубчатое колесо *12*, сцепленное с малым зубчатым колесом *3*. На оси колеса *3* укреплена большая стрелка прибора. Малая стрелка прибора укреплена на полой оси *14*.

Параметры анероидных коробок и передаточного механизма выбраны такими, что при подъеме на высоту 1000 м большая стрелка делает один оборот. Внешняя шкала прибора проградуирована в сотнях и десятках метров. Для отсчета единиц и десятков километров в высотомере имеется внутренняя шкала, возле которой движется малая стрелка. Если прибор измеряет высоту до 20 км, то при повороте малой стрелки на один оборот большая стрелка делает 20 оборотов. Для получения замедленного движения малой стрелки применен редуктор, выходное колесо которого укреплено на полой оси *14*, а входное — на оси большой стрелки. Передаточное число редуктора равно 1 : 20. Прибор, предназначенный для измерения высоты до 10 км, имеет редуктор с передаточным числом 1 : 10.

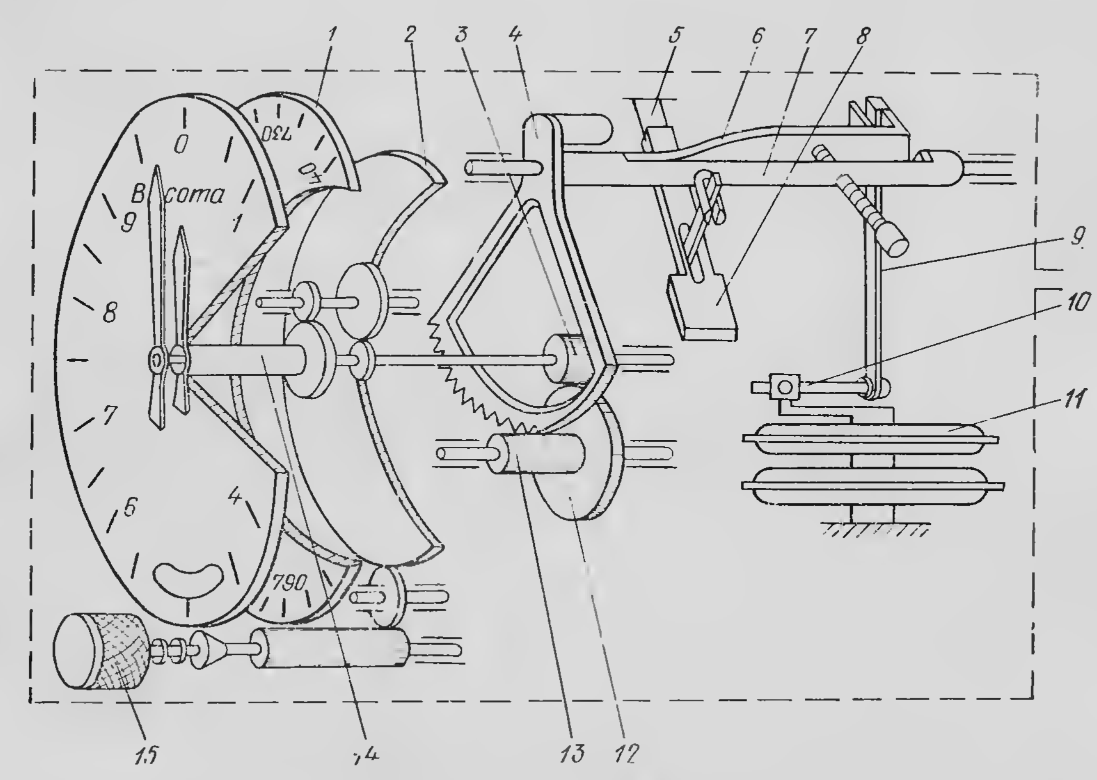


Рис. 1.6. Кинематическая схема двухстрелочного высотомера:

1—барометрическая шкала; *2*—основание; *3*, *12*—зубчатые колеса; *4*—зубчатый сектор; *5*—пружина; *6*—биметаллический компенсатор второго рода; *7*—валик; *8*—противовес; *9*—тяга; *10*—биметаллический компенсатор первого рода; *11*—анероидные коробки; *13*—трибка; *14*—полая ось; *15*—ручка кремальеры

Для уравновешивания массы блока анероидных коробок служит противовес *8*, шарнирно соединенный с валиком *7* посредством отдельной тяги.

Для перевода стрелок служит кремальера *15*, с помощью которой поворачивается основание *2* вместе с механизмом и блоком анероидных коробок. При повороте основания на некоторый угол

большая стрелка смещается относительно шкалы высот на тот же угол, а малая стрелка — на угол, меньший в число раз, равное передаточному числу редуктора. Одновременно с основанием поворачивается барометрическая шкала *1*.

1.4. ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИЙ БАРОМЕТРИЧЕСКИЙ ВЫСОТОМЕР

Электромеханический высотомер по сравнению с механическим обеспечивает более точное измерение относительной высоты полета за счет разгрузки чувствительного элемента с помощью следящей системы.

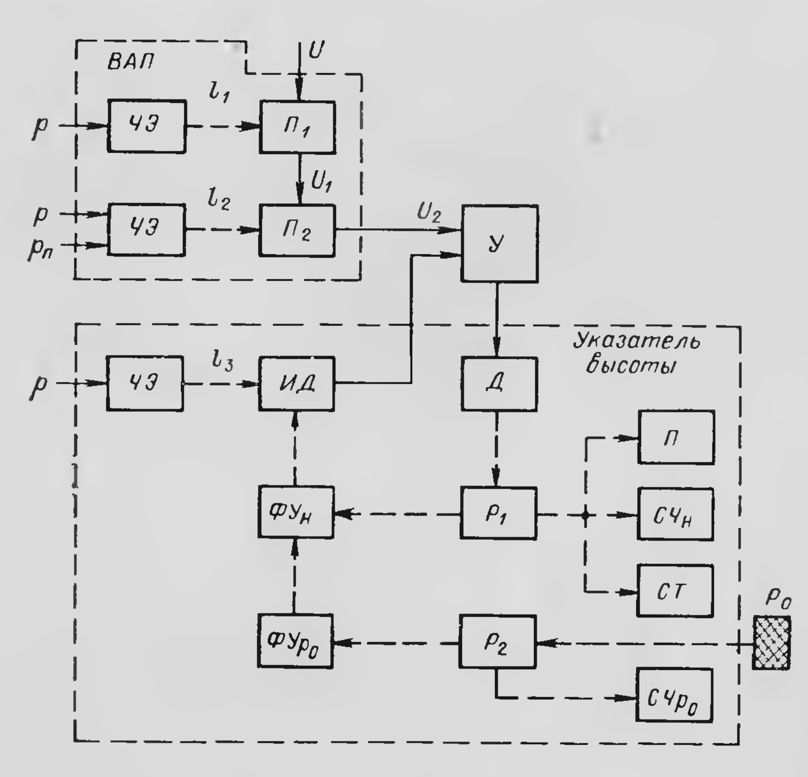


Рис. 1.7. Функциональная схема высотомера УВИД

На рис. 1.7 представлена функциональная схема электромеханического барометрического высотомера типа УВИД.

Воздух из системы статического давления поступает в герметичную полость указателя. Статическое давление воспринимается чувствительным элементом ЧЭ — блоком анероидных коробок.

При изменении высоты полета происходит линейное перемещение на величину l_3 подвижного центра блока анероидных коробок, которое передается на якорь индукционного датчика ИД, входящего в состав следящей системы. При этом происходит изменение положения якоря относительно сердечника и на выходе индукционного датчика возникает сигнал рассогласования в виде напряжения, которое подается в усилитель У. Одновременно в усилитель подается напряжение, пропорциональное аэродинамической поправке. Суммарное напряжение после усиления подается на управляющую обмотку двигателя Д.

Двигатель через редуктор P_1 и функциональное устройство канала высоты ($ФУ_Н$) перемещает сердечник индукционного датчика в согласованное положение с якорем и одновременно приводит

в движение индикаторное устройство указателя (стрелку СТ и счетчик $СЧ_Н$), с помощью которых производится отсчет измеренной барометрической высоты. Через редуктор $Р_1$ движение также передается на щетку потенциометра П, угол поворота которой пропорционален измеренной высоте.

Ввод значения давления p_0 производится вручную путем вращения рукоятки, расположенной на лицевой части указателя. От рукоятки движение передается через редуктор $Р_2$ в функциональное устройство $ФУ_{p_0}$, а затем в функциональное устройство высоты $ФУ_Н$. Контроль вводимой величины p_0 осуществляется по счетчику $СЧ_{p_0}$.

Для автоматического определения аэродинамической поправки в комплекте высотомера УВИД имеется вычислитель аэродинамических поправок ВАП. Его функциональная схема также представлена на рис. 1.7.

Статическое давление p воспринимается чувствительным элементом ВАП и преобразуется им в перемещение l_1 щетки потенциометра $П_1$, к которому подается напряжение U, а снимается с него напряжение U_1, пропорциональное перемещению щетки и зависящее от статического давления, т. е. $U=f(p)$.

Снимаемое с потенциометра $П_1$ напряжение подается на потенциометр $П_2$, щетка которого перемещается от второго чувствительного элемента, воспринимающего динамическое давление. Снимаемое с потенциометра $П_2$ напряжение является функцией статического p и полного $p_п$ давлений. Оно пропорционально аэродинамической поправке. Это напряжение поступает на вход усилителя У.

Кинематическая схема указателя УВИД представлена на рис. 1.8. Чувствительным элементом является блок анероидных коробок БА. Один жесткий центр блока (левый) укреплен на основании прибора, а другой подвижный (правый) через термокомпенсатор БМ и тяги $Т_1$ и $Т_2$ соединен с якорем Я индукционного датчика.

Сердечник С индукционного датчика имеет Ш-образную форму. На нем размещены три обмотки. Первичная обмотка ОВ расположена на среднем стержне. К ней подводится напряжение питания. На крайних стержнях размещены вторичные обмотки, которые соединены между собой по дифференциальной схеме.

Ось вращения O_2 якоря Я и сердечника С индукционного датчика укреплена на качалке К, которая может поворачиваться вокруг оси O_3. Под действием пружины $ПР_3$ качалка всегда прижата к рабочей поверхности кулачка КЛ, жестко связанного с червячным колесом ЧК.

В установившемся режиме зазоры между якорем и крайними стержнями сердечника равны. В этом случае во вторичных обмотках индукционного датчика наводятся одинаковые по величине э. д. с. Так как вторичные обмотки включены по дифференциальной схеме, то суммарная э. д. с. на выходе датчика будет равна

нулю. Якорь относительно тяг T_1 и T_2 в данном случае удерживается с помощью пружин $ПР_1$ и $ПР_2$.

При изменении высоты полета и соответственно статического давления происходит перемещение подвижного центра O_1 блока анероидных коробок, которое через биметаллический компенсатор БМ и тяги T_1 и T_2 передается на якорь Я индукционного датчика. Якорь поворачивается вокруг оси O_2 на некоторый угол. В результате нарушается равенство зазоров между якорем и крайними стержнями сердечника и на выходе индукционного датчика появляется напряжение, которое после усиления в усилителе подается на управляющую обмотку двигателя Д.

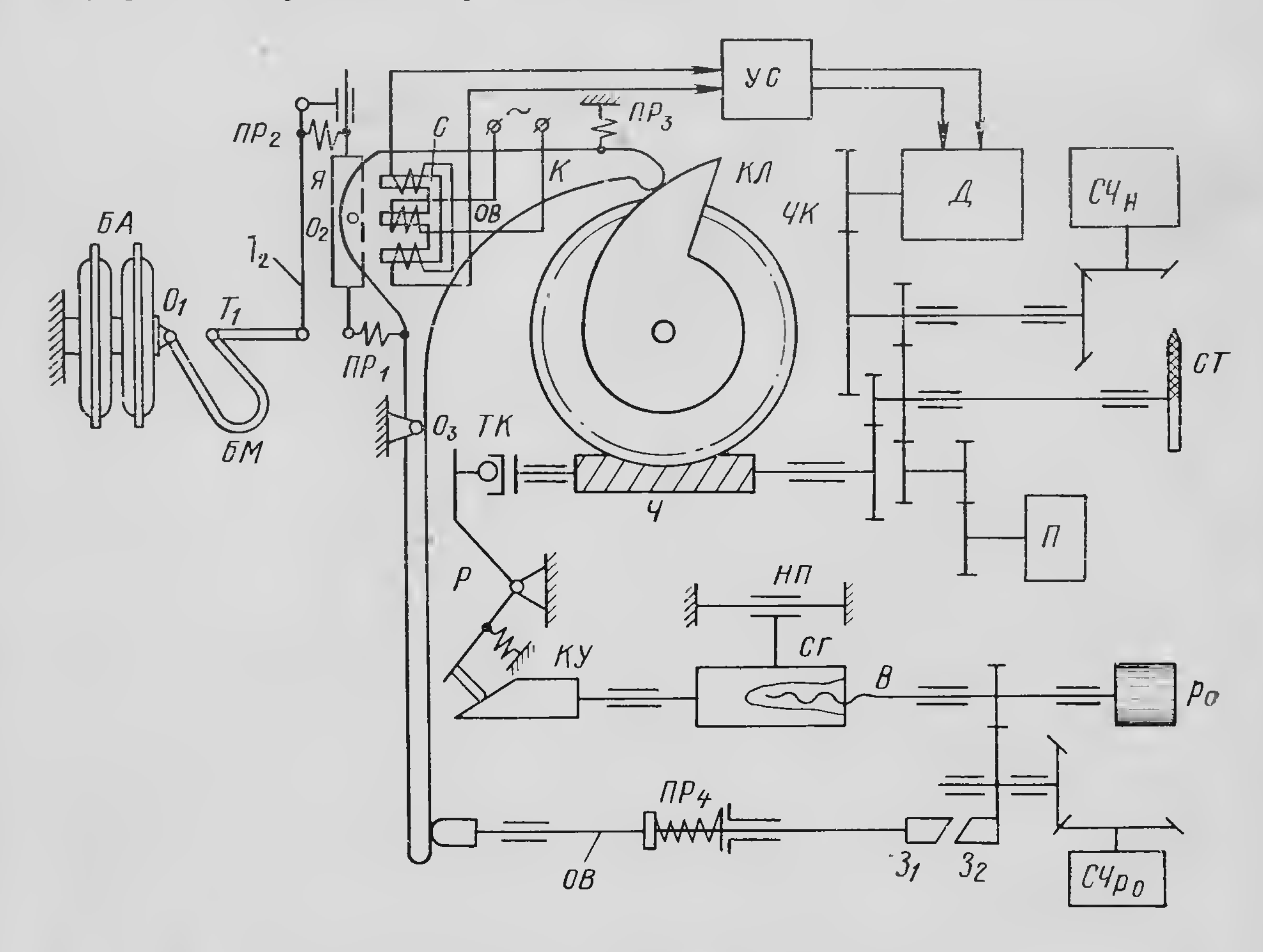


Рис. 1.8. Упрощенная кинематическая схема указателя УВИД

Двигатель через редуктор и червяк Ч поворачивает червячное колесо ЧК с укрепленным на нем кулачком КЛ. Поворот кулачка КЛ вызывает поворот качалки К с укрепленным на ней индукционным датчиком. При повороте качалки ось O_2 якоря занимает новое положение и якорь поворачивается вокруг оси O_2 в направлении, обеспечивающем равенство зазоров между якорем и крайними стержнями сердечника индукционного датчика.

Одновременно с этим двигатель через редуктор приводит в движение индикаторное устройство (счетчик $СЧ_H$ и стрелка СТ) и щетку выходного потенциометра П.

Профиль кулачка КЛ выбран таким, что при перемещении подвижного центра O_1 блока анероидных коробок, пропорциональном величине статического давления, угол поворота кулачка будет пропорционален величине барометрической высоты. Следовательно, угол поворота счетчика $СЧ_H$ стрелки СТ и щетки потенциометра П также пропорционален измеряемой высоте, что позволяет сделать шкалу прибора равномерной по высоте.

Передаточное число редуктора выбрано таким, что один оборот стрелки СТ соответствует изменению высоты на 1000 м, а оцифровка шкалы позволяет отсчитывать высоты с точностью до 5 м. По счетчику $СЧ_H$ производится дискретный отсчет высоты через 10 м.

В указателе высотомера предусмотрено специальное устройство, позволяющее вводить поправки на изменение давления p_0 у земли. Ввод значений давления p_0 осуществляется путем вращения рукоятки p_0, укрепленной на оси, которая оканчивается винтом В. С помощью этого винта и специальной гайки СГ вращательное движение рукоятки P_0 превращается в поступательное движение гайки СГ, которая жестко связана с кулачком КУ. Направляющая НП препятствует повороту гайки СГ вокруг оси.

При вращении рукоятки P_0 кулачок КУ, перемещаясь поступательно, воздействует через рычаг Р и толкатель ТК на червяк Ч, перемещая его поступательно вдоль оси вращения. Осевое перемещение червяка Ч вызывает поворот на определенный угол червячного колеса ЧК и жестко связанного с ним кулачка КЛ, который, воздействуя на качалку К, нарушает равенство зазоров между якорем Я и крайними стержнями сердечника С. Вследствие этого на выходе индукционного датчика появляется напряжение, которое после усиления в усилителе подается на управляющую обмотку двигателя Д. Двигатель через редуктор будет поворачивать кулачок КЛ, а следовательно, и качалку К в положение, при котором восстанавливается равенство зазоров между якорем и крайними стержнями сердечника. Одновременно двигатель поворачивает счетчик $СЧ_H$, стрелку СТ и щетку потенциометра П.

Таким образом, вращение рукоятки p_0 приводит к изменению показаний прибора. Визуальный отсчет введенного значения давления p_0 осуществляется по показанию счетчика $СЧ_{p_0}$, который через редуктор связан с осью рукоятки p_0.

С целью предотвращения выхода из строя указателя в нем предусмотрены специальные устройства, ограничивающие диапазон измерения высоты и ввода значений давления p_0. Указатель выходит из строя в том случае, если при повороте кулачка КЛ против часовой стрелки произойдет сброс качалки К с максимального радиуса кулачка на минимальный.

Во избежание отказа прибора предусмотрен механический упор, состоящий из вала ОВ, который под действием пружины $ПР_4$ упирается в хвостовую часть качалки К. При работе прибора в пределах измеряемой высоты между зубом $З_1$, расположенным на втором конце вала ОВ, и зубом $З_2$, расположенным на шестер-

не, кинематически связанной с ручкой p_0, будет определенный зазор.

Если вращать ручку p_0 в направлении, соответствующем вращению кулачка КЛ против часовой стрелки, то качалка К также будет поворачиваться против часовой стрелки, перемещая вал ОВ вправо. Зуб $З_1$ упирается в зуб $З_2$ и дальнейший поворот ручки p_0 невозможен.

Для компенсации температурных погрешностей чувствительного элемента в высотомере применен термокомпенсатор, представляющий собой скобу БМ, один конец которой соединен с подвижным центром O_1 блока анероидных коробок, а другой — с тягой $Т_1$. Этот компенсатор обеспечивает температурную компенсацию первого и второго рода.

1.5. ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИЕ БАРОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАТЧИКИ ВЫСОТЫ

Некоторые автоматические устройства на самолете нуждаются в получении входного сигнала (текущее значение высоты полета) в виде электрического напряжения. Для этих целей применяют датчики высоты. Принципиальная схема датчика высоты типа ДВ-30, созданного на базе механического высотомера, приведена на рис. 1.9.

Рис. 1.9. Принципиальная схема датчика высоты:

1—блок анероидных коробок; *2*—передаточно-множительный механизм; *3*—щетка

В герметичный корпус датчика ДВ через штуцер подается воздух из системы статического давления. Перемещение подвижного центра блока анероидных коробок *1* с помощью передаточно-множительного механизма *2* вызывает поворот щетки *3* потенциометра П, с которого снимается напряжение U_H, пропорциональное высоте полета. Реостаты R_4 и R_3 служат для регулировки схемы.

В приборе ДВ-30 значение давления у земли вводится вручную от блока задатчика давления ЗД поворотом рукоятки p_0 в центре шкалы и контролируется по указанию стрелки в пределах 640—780 мм рт. ст. При этом щетки реостатов R_1 и R_2, включенные последовательно с резистором $R_ш$ к источнику постоянного тока напряжением 27 В, не меняя величину падения напряжения U_0 на резисторе $R_ш$, сдвигают на равную величину потенциалы точек *А* и *Б*. Этим достигается ввод поправки в измеряемую высоту U_H в соответствии с фактическим значением давления p_0.

Датчики высоты типа ДВ-15 регулируются на неизменное давление $p_0 = 760$ мм рт. ст. На оси щетки потенциометра укреплена стрелка, которая по шкале указывает значение абсолютной барометрической высоты полета.

Разновидностью датчиков высоты являются корректоры высоты (например КВ-11), которые выдают сигнал, пропорциональный отклонению высоты от заданного значения, и сигнализаторы высоты, выдающие электрический сигнал при достижении заданной высоты полета.

На рис. 1.10 представлена упрощенная принципиальная схема корректора высоты КВ-11, который широко применяется на самолетах и вертолетах гражданской авиации. Он входит в комплект многих автопилотов.

В основу работы корректора высоты положена следящая система на переменном токе. Чувствительным элементом корректора высоты является блок анероидных коробок БАК, помещенный в герметичный корпус. Внутренняя полость корпуса сообщается с системой статического давления самолета.

При изменении высоты полета перемещается свободный центр анероидных коробок. Это перемещение передается на сигнальную обмотку СО индукционного датчика ИД. В сигнальной обмотке возникает напряжение, величина которого пропорциональна перемещению, а фаза зависит от направления перемещения.

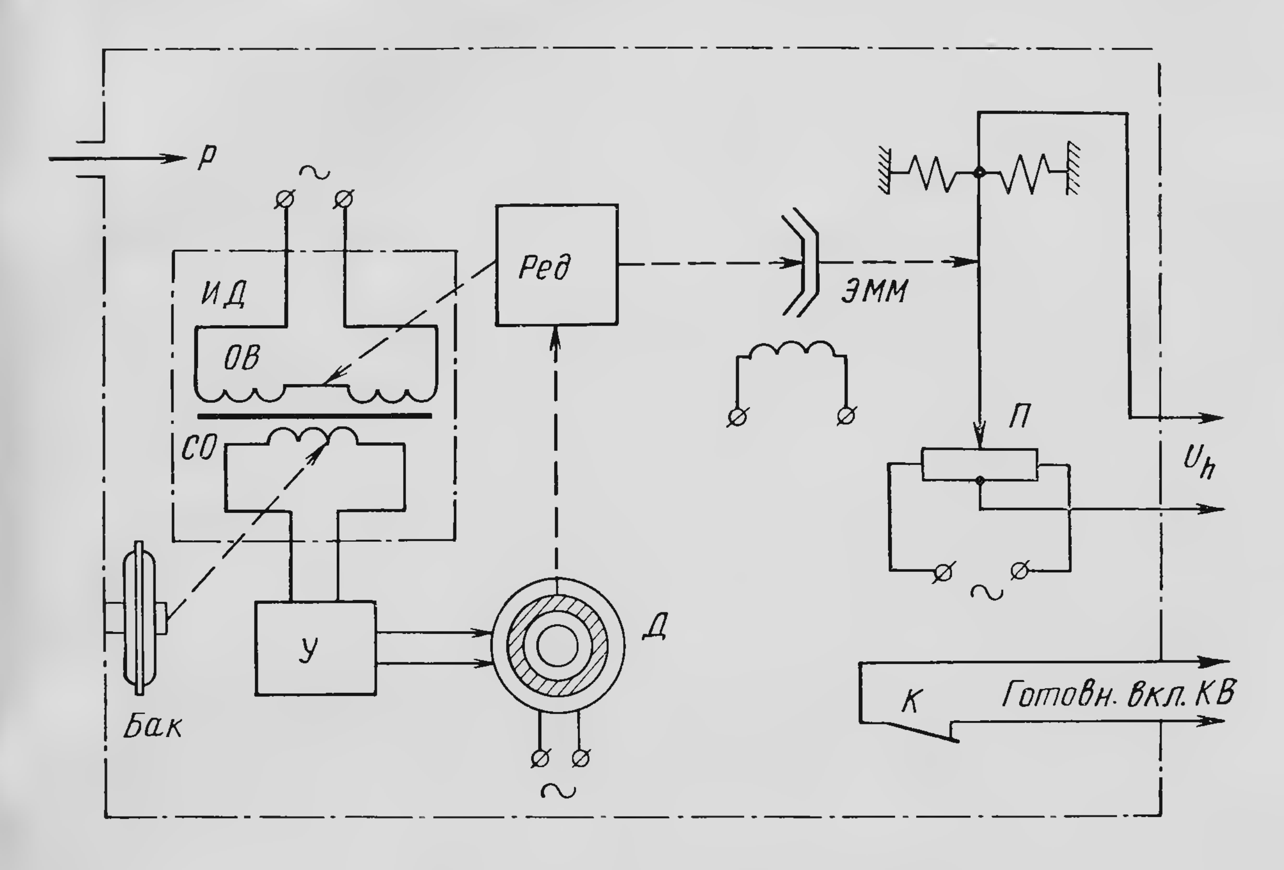


Рис. 1.10. Схема корректора высоты

Напряжение рассогласования с сигнальной обмотки поступает на усилитель, а затем на управляющую обмотку электродвигателя Д. Двигатель через редуктор перемещает обмотку возбуждения ОВ в такое положение, при котором сигнальная обмотка оказывается в среднем положении по отношению к обмотке возбуждения. При этом напряжение сигнальной обмотки становится равным нулю. Так работает корректор высоты, когда электромагнитная муфта ЭММ обесточена. В этом случае щетка потенциометра П удерживается пружинами в среднем положении и напряжение с него не снимается.

При включении корректора высоты срабатывает электромагнитная муфта и щетка потенциометра механически соединяется с выходным валом редуктора. В этом случае при отклонении самолета от заданной высоты, на которой был включен корректор высоты, с потенциометра снимается напряжение U_h, пропорциональное отклонению *h* высоты от заданной.

При отключении корректора высоты (выключение питания электромагнитной муфты ЭММ) пружины возвращают щетку потенциометра в среднее (исходное) положение. В приборе предусмотрены контакты *К*, которые включены в систему сигнализации о совмещении щетки потенциометра со средней его точкой (сигнализация готовности корректора высоты к включению).

1.6. ПОГРЕШНОСТИ БАРОМЕТРИЧЕСКИХ ВЫСОТОМЕРОВ

Барометрические высотомеры имеют методические и инструментальные погрешности.

Методические погрешности обусловлены косвенным методом измерения высоты. Эти погрешности вызваны изменением: 1) рельефа местности; 2) давления у земли; 3) средней температуры столба воздуха.

Методическая погрешность, вызванная изменением рельефа местности, не может быть скомпенсирована в барометрических высотомерах, если нет дополнительной информации об истинной высоте полета. Погрешность в определении истинной высоты частично может быть учтена экипажем самолета, если известны:

а) высота полета над пролетаемой местностью относительно уровня моря;

б) давление и температура у земли над пролетаемой местностью.

Поскольку высотомеры градуируются при нормальных условиях ($p_0 = 760$ мм рт. ст., $T_0 = 288{,}15$ K и $\tau = 0{,}0065$ град/м), а при взлете самолета условия могут отличаться от нормальных (например, давление у земли может быть больше или меньше, чем 760 мм рт. ст.), то это приводит к смещению стрелок прибора с нулевого деления шкалы. Для компенсации этой погрешности весь механизм прибора с помощью кремальеры поворачивают так, чтобы стрелки совместились с нулевым делением шкалы.

При нулевом положении стрелок прибора по шкале барометрического давления определяют давление в миллиметрах ртутного столба, соответствующее точке взлета. После вылета высотомер будет показывать высоту относительно точки вылета.

Если после вылета на аэродроме изменилось барометрическое давление, то прибор показывает относительную высоту с погрешностью. Для оценки величины этой погрешности допустим, что в момент вылета давление было p_0, а после вылета оно стало $p_1 = p_0 + \Delta p$. Для расчета погрешности используем приближенную формулу (1.9). В этих условиях высотомер в полете покажет

$$H = RT_{\text{ср}} \ln \frac{p_0}{p}. \qquad (1.11)$$

Истинная высота

$$H_1 = RT_{\text{ср}} \ln \frac{p_0 + \Delta p}{p}. \qquad (1.12)$$

Будем считать, что температура $T_{\text{ср}}$ остается неизменной, тогда поправка к показаниям прибора будет

$$\Delta H = H_1 - H = RT_{\text{ср}} \ln \frac{p_0 + \Delta p}{p_0}$$

или

$$\Delta H = RT_{\text{ср}} \ln \left(1 + \frac{\Delta p}{p_0}\right). \qquad (1.13)$$

Для компенсации погрешности, вызванной изменением давления у земли, необходимо на борт самолета по радио сообщить новое значение барометрического давления, которое затем с помощью кремальеры по барометрической шкале вводят в высотомер. Таким же путем вводятся данные в высотомер о давлении для измерения высоты относительно аэродрома посадки.

Методическую температурную погрешность также можно подсчитать по формуле (1.11). При отклонении средней температуры $T_{\text{ср}}$ столба воздуха от расчетной $T_{\text{рас}}$ относительная высота полета

$$H_1 = RT_{\text{ср}} \ln \frac{p_0}{p}$$

будет отличаться от высоты

$$H = RT_{\text{рас}} \ln \frac{p_0}{p},$$

которую показывает прибор.

В этом случае

$$H_1/H = T_{\text{ср}}/T_{\text{рас}}, \qquad (1.14)$$

откуда

$$H_1 = H \frac{T_{\text{ср}}}{T_{\text{рас}}}.$$

Уравнение (1.14) выражает зависимость между относительной высотой H_1 и показаниями прибора H с учетом фактической средней температуры $T_{\text{ср}}$. Высоту H_1 можно определить, умножая высоту H по прибору на отношение фактической средней температуры $T_{\text{ср}}$ к расчетной $T_{\text{рас}}$. Средняя расчетная температура определяется по формуле

$$T_{\text{рас}} = T_0 - \frac{\tau}{2} H. \qquad (1.15)$$

Для определения средней фактической температуры нужно знать фактическую температуру T_0' у земли и температуру T на высоте. Температура T непосредственно измеряется термометром наружного воздуха, а температура T_0' сообщается по радио с земли или может быть подсчитана приближенно по формуле

$$T_0' \approx T + \tau H,$$

где $\tau = 0{,}0065$ град/м — температурный градиент; H — высота, измеренная прибором.

Тогда

$$T_{\text{ср}} = \frac{T_0' + T}{2} \approx \frac{2T + \tau H}{2}$$

или

$$T_{\text{ср}} \approx T + \frac{\tau}{2} H.$$

Для облегчения расчетов имеется специальная аэронавигационная линейка, построенная для логарифма выражения (1.14):

$$\lg H_1 = \lg H - \lg T_{\text{рас}} + \lg T_{\text{ср}}.$$

Разность $\lg H - \lg T_{рас}$ получают сразу с помощью одной шкалы, так как величины H и $T_{рас}$ связаны между собой определенной зависимостью. Затем с помощью указанной линейки находят H_1 с учетом температуры $T_{ср}$.

Инструментальные погрешности барометрических высотомеров складываются из погрешностей, вызванных гистерезисом анероидных коробок, неуравновешенностью подвижных элементов, люфтами в опорах и шарнирах ПММ, неточностью изготовления шкалы, трением и изменением температуры воздуха, окружающего прибор.

Первые четыре вида погрешностей конструктивными мерами сводят до допустимых величин.

На преодоление трения в передаточном механизме и стрелках затрачивается давление $\Delta p_{тр}$, которому соответствует погрешность $\Delta H_{тр}$. Связь между величинами $\Delta p_{тр}$ и $\Delta H_{тр}$ выражается формулой

$$\Delta H_{тр} = \frac{1}{\zeta} \Delta p_{тр}, \quad (1.16)$$

где $\zeta = dp/dH$ — вертикальный барометрический градиент.

Вертикальный барометрический градиент определяют дифференцированием уравнений (1.4) и (1.6).

Для высот до 11 км

$$\zeta = -\frac{p_0}{RT_0}\left(1 - \frac{\tau H}{T_0}\right)^{\frac{1}{\tau R}-1}. \quad (1.17)$$

Для высоты более 11 км

$$\zeta = -\frac{p_{11}}{RT_{11}} e^{-\frac{H-H_{11}}{RT_{11}}}. \quad (1.18)$$

Из формулы (1.16) видно, что погрешность высотомера, вызываемая трением, обратно пропорциональна барометрическому градиенту. Поскольку барометрический градиент уменьшается с увеличением высоты, то погрешность прибора $\Delta H_{тр}$ на больших высотах больше, чем на малых. Так, например, $\zeta_0/\zeta_{20} = 14$, поэтому погрешность, вызванная трением, на высоте 20 км в 14 раз больше, чем у земли (предполагается, что приведенное трение одинаково на всех высотах). Для уменьшения указанной погрешности необходимо применять опоры с малым трением.

Температурные инструментальные погрешности барометрического высотомера возникают, главным образом, вследствие изменения модуля упругости анероидных коробок. Эта погрешность, выраженная в единицах давления, имеет зависимость

$$\Delta p = -\lambda p \Delta T, \quad (1.19)$$

где λ — температурный коэффициент модуля упругости; p — давление на высоте H; ΔT — изменение температуры.

Выразим температурную погрешность в единицах высоты:

$$\Delta H = \frac{1}{\zeta_H} \Delta p. \quad (1.20)$$

После подстановки значения Δp из выражения (1.19) в формулу (1.20) получим

$$\Delta H = -\frac{1}{\zeta_H} \lambda p \Delta T.$$

Подставив сюда значения ζ_H и p из формул (1.17) и (1.4), получим

$$\Delta H = \lambda R (T_0 - \tau H) \Delta T$$

или

$$\Delta H = A \Delta T - BH \Delta T, \quad (1.21)$$

где

$$A = \lambda R T_0; \quad B = \lambda R \tau.$$

Из выражения (1.21) видно, что инструментальная температурная погрешность состоит из двух частей, первая из которых не зависит от высоты, т. е. одинакова по всей шкале, а вторая пропорциональна высоте и имеет знак, противоположный первой. Обе составляющие пропорциональны изменению температуры.

Для уменьшения инструментальной температурной погрешности применяют биметаллическую температурную компенсацию первого и второго рода. Компенсатор первого рода компенсирует составляющую $A\Delta T$, а компенсатор второго рода — составляющую $BH\Delta T$.

1.7. МЕТОДЫ ИЗМЕРЕНИЯ СКОРОСТИ ПОЛЕТА

Скорость полета самолета измеряют относительно воздушного потока и относительно поверхности земли. Причем рассматривают как горизонтальную, так и вертикальную составляющие скорости. Различают *истинную воздушную скорость* — скорость полета самолета относительно воздушного потока, *индикаторную (приборную) скорость* — скорость полета самолета относительно воздушного потока у земли при таком же динамическом давлении (скоростном напоре) как на данной высоте, и *путевую скорость* — скорость полета самолета относительно поверхности земли. Путевая скорость равна геометрической сумме горизонтальных составляющих истинной воздушной скорости и скорости ветра.

Безразмерной характеристикой скорости полета самолета является число M, равное отношению истинной воздушной скорости к скорости звука.

Приборы, предназначенные для измерения индикаторной скорости, называются указателями индикаторной скорости, а приборы, определяющие истинную воздушную скорость, — указателями истинной воздушной скорости. Часто применяются комбинированные указатели скорости (КУС), сочетающие в себе оба выше названных. Приборы, предназначенные для измерения числа M, называются M-метрами или указателями числа M.

Известно несколько методов измерения скорости полета самолета. Среди них следует отметить аэродинамический, доплеровский и инерциальный.

Аэродинамический метод измерения скорости полета основан на измерении динамического давления скоростного напора воздуха, функционально связанного со скоростью полета. Этот метод положен в основу большинства существующих указателей индикаторной скорости и истинной воздушной скорости, а также указателей числа М.

Доплеровский метод измерения скорости полета сводится к измерению разности частот радиосигналов — излучаемого к земной поверхности и отраженного от нее.

Инерциальный метод измерения скорости основан на измерении ускорений и однократном интегрировании полученных сигналов.

Доплеровский и инерциальный методы применяются для измерения путевой скорости.

Здесь будут рассмотрены приборы, основанные на аэродинамическом методе измерения скорости.

1.8. ТЕОРИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО МЕТОДА ИЗМЕРЕНИЯ СКОРОСТИ ПОЛЕТА

Применим уравнение Бернулли к струйке воздушного потока, действующего на открытую часть приемника воздушных давлений:

$$\frac{V_1^2}{2g}+\frac{p}{\gamma_1}=\frac{V_2^2}{2g}+\frac{p_п}{\gamma_2}, \qquad (1.22)$$

где g — ускорение силы тяжести; p, γ_1, V_1 и $p_п$, γ_2, V_2 — соответственно давление, весовая плотность и скорость набегающего и заторможенного потоков.

При полном торможении потока ($V_2=0$) выражение (1.22) принимает вид

$$\frac{p_п}{\gamma_2}-\frac{p}{\gamma_1}=\frac{V_1^2}{2g}.$$

При малых скоростях полета ($V\leqslant 400$ км/ч) воздух можно считать несжимаемым. Полагая $\gamma_1=\gamma_2=\gamma$ и $V_1=V$, получим

$$\Delta p=p_п-p=\frac{\gamma}{2g}V^2. \qquad (1.23)$$

Величина Δp называется динамическим давлением или скоростным напором, а давление $p_п$ — полным. Оно равно сумме давлений: p — в набегающем потоке и Δp — скоростного напора.

Из выражения (1.23) следует, что для измерения скорости полета V необходимо определить разность давлений $\Delta p=p_п-p$ и извлечь квадратный корень из этой величины. На рис. 1.11 представлена принципиальная схема указателя скорости. Разность давлений измеряют следующим образом. В герметичный корпус *4* прибора подается статическое давление p от приемника воздушных

давлений *1* по трубопроводу *2*, а внутрь манометрической коробки *5* — полное давление $p_п$ от ПВД по трубопроводу *3*.

Манометрическая коробка деформируется в соответствии с разностью давлений $\Delta p=p_п-p$, а извлечение корня из этой величины для получения скорости V осуществляется в передаточном механизме. Стрелка *6* показывает по шкале *7* измеряемую скорость полета.

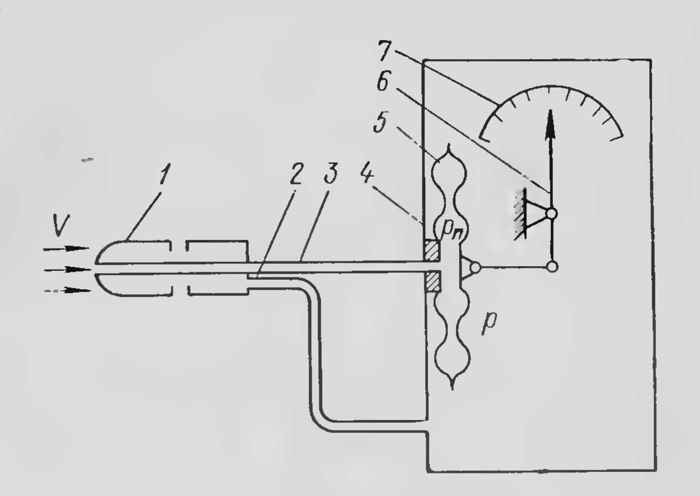


Рис. 1.11. Принципиальная схема указателя скорости:

1—приемник воздушных давлений; *2*—трубопровод статического давления; *3*—трубопровод полного давления; *4*—корпус прибора; *5*—манометрическая коробка; *6*—стрелка; *7*—шкала

Для скоростей более 400 км/ч, но не превышающих скорость звука, необходимо пользоваться формулой с учетом сжимаемости воздуха. Процесс сжатия воздуха в приемнике можно считать близким к адиабатическому (происходящим без отдачи и приема энергии), так как время соприкосновения частиц воздуха с ПВД ничтожно мало. Тогда уравнение Бернулли может быть написано в виде

$$\frac{V_1}{2g}+\frac{k}{k-1}\frac{p}{\gamma_1}=\frac{V_2^2}{2g}+\frac{k}{k-1}\frac{p_п}{\gamma_2}, \qquad (1.24)$$

где k — коэффициент адиабатического сжатия воздуха. Он представляет собой отношение теплоемкости воздуха c_p при постоянном давлении к теплоемкости воздуха c_V при постоянном объеме, т. е. $k=\frac{c_p}{c_V}=1{,}4$.

Положив снова $V_2=0$ и $V_1=V$, из уравнения (1.24) имеем

$$\frac{V^2}{2g}=\frac{k}{k-1}\left(\frac{p_п}{\gamma_2}-\frac{p}{\gamma_1}\right). \qquad (1.25)$$

При адиабатическом процессе имеет место соотношение

$$\frac{\gamma_1}{\gamma_2}=\left(\frac{p}{p_п}\right)^{\frac{1}{k}}$$

или

$$\frac{1}{\gamma_2}=\frac{1}{\gamma_1}\left(\frac{p}{p_п}\right)^{\frac{1}{k}}.$$

Подставив это значение в уравнение (1.25), получим

$$\frac{V^2}{2g}=\frac{k}{k-1}\left[\frac{p}{\gamma_1}\left(\frac{p}{p_п}\right)^{\frac{1}{k}}-\frac{p}{\gamma_1}\right]$$

или

$$\frac{V^2}{2g}=\frac{k}{k-1}\frac{p}{\gamma_1}\left[\left(\frac{p_п}{p}\right)^{\frac{k-1}{k}}-1\right]. \qquad (1.26)$$

Опуская индекс при γ и решая уравнение (1.26) относительно скорости V, получим

$$V=\sqrt{\frac{2gkp}{(k-1)\gamma}\left[\left(\frac{p_{п}}{p}\right)^{\frac{k-1}{k}}-1\right]}. \quad (1.27)$$

Имея в виду, что $p/\gamma=RT$ и $p_{п}=p+\Delta p$, формулу (1.27) можно написать в виде

$$V=\sqrt{\frac{2k}{k-1}gRT\left[\left(\frac{\Delta p}{p}+1\right)^{\frac{k-1}{k}}-1\right]}. \quad (1.28)$$

Если учесть, что скорость звука в воздухе равна

$$a=\sqrt{gkRT}, \quad (1.29)$$

то выражению (1.28) можно придать вид

$$M=\sqrt{\frac{2}{k-1}\left[\left(\frac{\Delta p}{p}+1\right)^{\frac{k-1}{k}}-1\right]}, \quad (1.30)$$

где $M=V/a$ — число М полета.

По формуле (1.28) градуируют указатели скорости для дозвуковых скоростей полета. Из этой формулы видно, что для определения скорости полета необходимо измерять разность давлений (скоростной напор) Δp, статическое давление p и температуру T на высоте полета. По формуле (1.30) градуируют указатели числа М, причем в этом случае необходимо измерять только Δp и p.

На сверхзвуковых скоростях полета часть энергии скоростного напора затрачивается на образование ударных волн, поэтому разность давлений Δp определяют по формуле

$$\Delta p=p\left[\frac{167M^7}{(7M^2-1)^{2,5}}-1\right]. \quad (1.31)$$

Для градуировки указателей скорости в этом случае используют формулу

$$V=\frac{M}{\sqrt{1+\xi\frac{M^2}{5}}}\sqrt{T_{т}}\cdot\sqrt{kgR}, \quad (1.32)$$

где ξ — коэффициент торможения воздуха; $T_{т}$ — абсолютная температура заторможенного воздушного потока.

Для определения сверхзвуковой скорости полета необходимо, как и для определения дозвуковой скорости, измерять разность давлений Δp, статическое давление p и температуру T на высоте полета. В указателях числа М на сверхзвуковых скоростях полета необходимо измерять только Δp и p.

1.9. ПРИБОРЫ ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ СКОРОСТИ ПОЛЕТА И ЧИСЛА М

Приборы для измерения скорости полета называются указателями скорости. Они делятся на следующие типы:

1) указатели индикаторной скорости,
2) указатели истинной воздушной скорости.

Наряду с указателем истинной воздушной скорости применяется указатель числа М. Этот прибор показывает значение истинной воздушной скорости в относительных единицах (по отношению к скорости звука).

Указатель индикаторной скорости (УС) применяется в качестве пилотажного прибора (см. рис. 1.11). Принцип действия его основан на измерении динамического давления встречного потока воздуха с помощью манометрической коробки, деформация которой передается на стрелку специальным механизмом.

Таким образом, указатель индикаторной скорости измеряет скоростной напор $\Delta p=\gamma V^2/2g$, зависящий не только от скорости полета, но и от плотности воздуха.

Этот прибор будет показывать истинную воздушную скорость только на той высоте, на которой производилась его градуировка. Обычно указатель индикаторной скорости градуируется при нормальной плотности воздуха $\gamma=1{,}225$ кг/м³, поэтому показания прибора будут соответствовать истинной воздушной скорости при полете у земли.

Известно, что аэродинамические силы, действующие на самолет в полете, также пропорциональны скоростному напору. Например, величина подъемной силы выражается формулой

$$Y=c_yS\frac{\gamma V^2}{2g},$$

где c_y — коэффициент подъемной силы; S — площадь несущих поверхностей.

Поэтому для поддержания требуемого режима полета важно знать не истинную воздушную скорость, а индикаторную скорость полета. Следовательно, по указателю индикаторной скорости легко выдерживать нужные режимы полета. Этот прибор по существу дает информацию о подъемной силе самолета на любой высоте полета, что особенно важно знать тогда, когда подъемная сила приближается к критическому значению.

Указатель индикаторной скорости можно использовать и как навигационный прибор для определения истинной воздушной скорости. В этом случае в его показания нужно вводить поправки.

Указатель истинной воздушной скорости (ИВС) предназначен для измерения истинной воздушной скорости полета. Его принцип действия, так же как и указателя индикаторной скорости, основан на измерении динамического давления встречного потока воздуха. Отличие состоит в том, что в указателе ИВС из-

меряется также и статическое давление. Кроме того, автоматически вводится поправка на температуру по стандартной атмосфере. Градуировка прибора производится по формуле (1. 28). В этой формуле поправку на сжимаемость приближенно считают постоянной, так как ее изменение незначительно по сравнению с изменением плотности воздуха.

Приведем градуировочную формулу (1. 28) к виду, удобному для решения в приборе. Введем обозначения

$$A=\sqrt{\frac{2kgR}{k-1}} \text{ и } f\left(\frac{\Delta p}{p}\right)=\sqrt{\left(\frac{\Delta p}{p}+1\right)^{\frac{k-1}{k}}-1},$$

тогда выражение (1. 28) принимает вид

$$V=A\sqrt{T}\, f\left(\frac{\Delta p}{p}\right). \qquad (1.33)$$

Преобразуем функцию $f\left(\frac{\Delta p}{p}\right)$ с учетом того, что $p_{п}=p+\Delta p$.

Тогда

$$f\left(\frac{\Delta p}{p}\right)=\sqrt{\left(\frac{p_{п}}{p}\right)^{\frac{k-1}{k}}-1}. \qquad (1.34)$$

Равенство (1. 34) приближенно можно заменить степенным выражением

$$f\left(\frac{\Delta p}{p}\right)=\left(\frac{\Delta p}{p}\right)^{\alpha}, \qquad (1.35)$$

где α — показатель степени, выбираемый из условия наилучшего приближения выражения (1. 35) к равенству (1. 34).

Таким образом, градуировочная формула (1. 28) с учетом (1. 33) и (1. 35) принимает вид

$$V=A\sqrt{T}\left(\frac{\Delta p}{p}\right)^{\alpha}, \qquad (1.36)$$

где A — постоянный коэффициент.

Как видно из уравнения (1. 36), измерение истинной воздушной скорости возможно при наличии в приборе чувствительных элементов, определяющих динамическое давление Δp, статическое давление p и температуру T на высоте полета. Функциональная схема такого прибора представлена на рис. 1. 12.

Конструктивно реализовать такую схему затруднительно. Прибор получается очень сложным. Конструкция прибора значительно упрощается, если применить схему с неполной температурной компенсацией (рис. 1. 13).

Введение температурной компенсации в этой схеме основано на предположении, что температура так же, как и давление, изменяется с увеличением высоты по стандартному закону. Следовательно, температура и давление функционально связаны между

собой. Поэтому изменение температуры с изменением высоты учитывают, измеряя статическое давление. Кинематическая схема указателя истинной воздушной скорости с неполной температурной компенсацией представлена на рис. 1. 14.

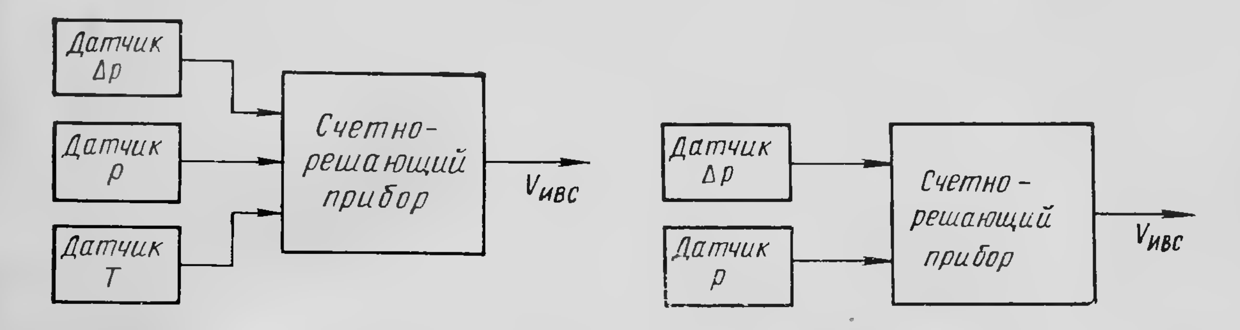


Рис. 1. 12. Функциональная схема указателя истинной воздушной скорости

Рис. 1. 13. Функциональная схема указателя истинной воздушной скорости с неполной температурной компенсацией

Работа прибора происходит следующим образом. Динамическое давление $\Delta p=p_{п}-p$ воздействует на манометрическую коробку *6*. Перемещение нижнего жесткого центра этой коробки через тягу *7* и кривошип *8* передается на ось *5*. Происходит поворот оси *5*. Это движение через ведущий кривошип *3*, тягу *4* и ведомый кривошип *10* передается на ось *11*. Плечо кривошипа *10* изменяется в зависимости от величины статического давления, воспринимаемого анероидной коробкой *12*. При движении кривошипа *10* будет поворачиваться ось *11*, а вместе с ней зубчатый сектор *9* и трибка *2*, на оси которой укреплена стрелка *1*.

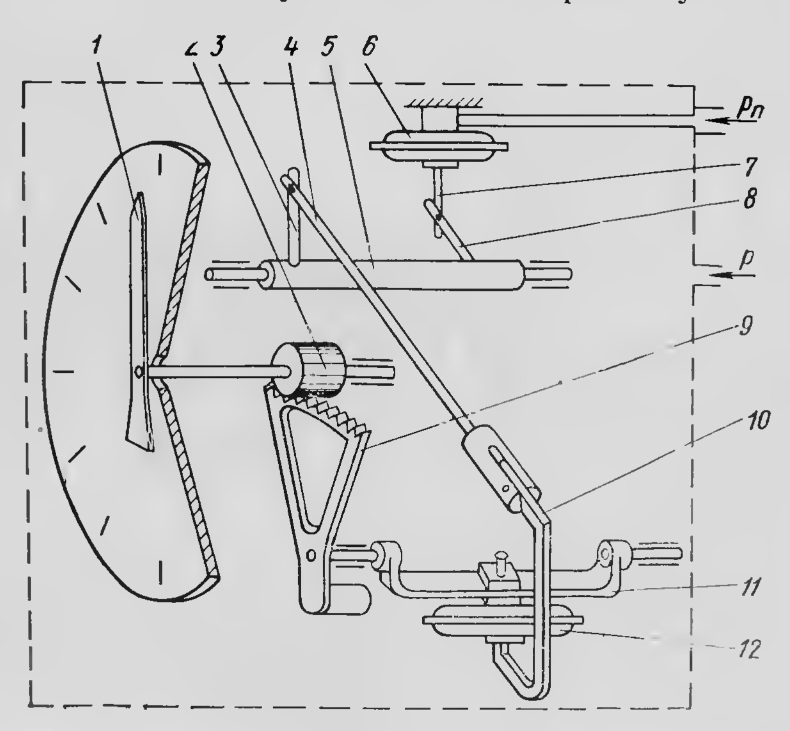


Рис. 1. 14. Кинематическая схема указателя истинной воздушной скорости:

1—стрелка; *2*—трибка; *3*—ведущий кривошип; *4*, *7*—тяги; *5*, *11*—оси; *6*—манометрическая коробка; *8*—кривошип; *9*—зубчатый сектор; *10*—ведомый кривошип; *12*—анероидная коробка

В настоящее время широкое применение нашли комбинированные указатели скорости.

К о м б и н и р о в а н н ы й у к а з а т е л ь с к о р о с т и. В нем совмещены два прибора — указатель индикаторной скорости и указатель истинной воздушной скорости с неполной температурной компенсацией. Прибор имеет единую шкалу и две стрелки, одна из которых (широкая) показывает индикаторную скорость, а другая (узкая) — истинную воздушную скорость. Кинематическая схема такого прибора представлена на рис. 1. 15.

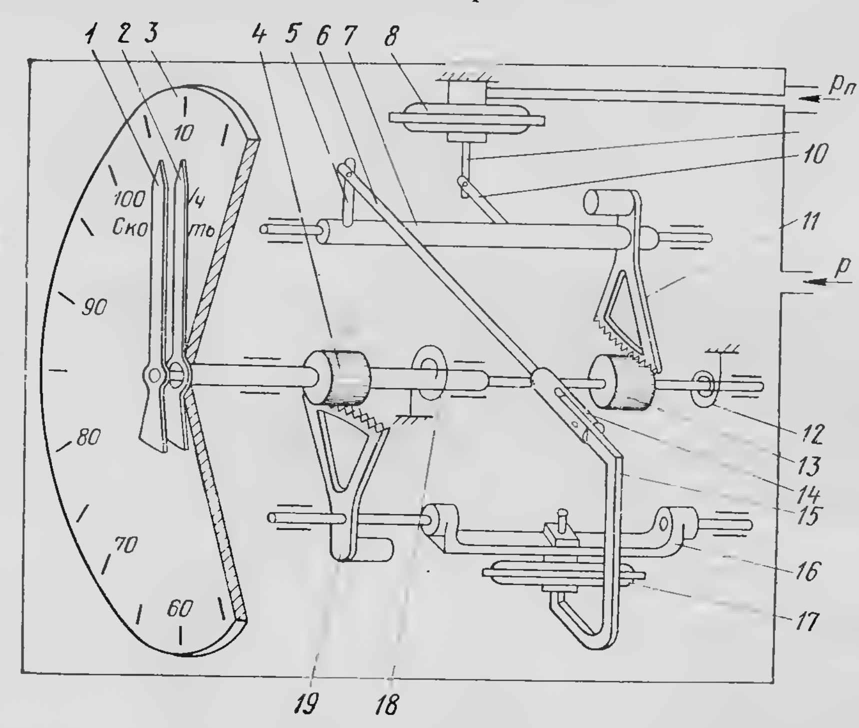


Рис. 1. 15. Кинематическая схема комбинированного указателя скорости с подвижным блоком анероидных коробок:

1—стрелка указателя индикаторной скорости; *2*—стрелка указателя истинной воздушной скорости; *3*—шкала; *4, 13*—трибки; *5, 10*—кривошипы; *6*—тяга; *7, 16*—оси; *8*—манометрическая коробка; *11, 19*—зубчатые секторы; *12, 18*—пружины; *14*—серьга; *15*—изогнутый кривошип; *17*—блок анероидных коробок

В герметичном корпусе прибора размещены манометрический блок *8* и анероидный блок *17*. Манометрический блок является общим чувствительным элементом указателей индикаторной и истинной воздушной скорости. Он воспринимает динамический напор Δp, под действием которого происходит перемещение его нижнего жесткого центра. Это перемещение передается через тягу *9* на кривошип *10*, который поворачивается вместе с осью *7*. От оси *7* вращение передается одновременно зубчатому сектору *11* и ведущему кривошипу *5*. Зубчатый сектор *11* поворачивает трибку *13*, на оси которой укреплена стрелка *1* указателя индикаторной скорости, а кривошип *5* через тягу *6* и серьгу *14* поворачивает изогнутый кривошип *15*, связанный с осью *16*. Поворот оси *16* вызывает движение зубчатого сектора *19*, который вращает трибку *4*, на полой оси которой укреплена стрелка *2* указателя истинной воздушной скорости. Внутри полой оси трибки *4* проходит ось трибки *13*.

При полете на малой высоте индикаторная и истинная воздушная скорости совпадают. Поэтому обе стрелки движутся по шкале *3* вместе. С подъемом на высоту истинная воздушная скорость превышает индикаторную и стрелки расходятся.

Механизм указателя истинной воздушной скорости построен по схеме неполной температурной компенсации. Изменение плотности воздуха компенсируется с помощью механизма, в состав которого входит анероидный блок *17*, воспринимающий статическое давление. При уменьшении статического давления в корпусе прибора анероидный блок расширяется и передвигает изогнутый кривошип *15*. При этом действующее плечо поводка уменьшается, а передаточное отношение механизма увеличивается. В результате этого на больший угол поворачивается ось *16*, а следовательно, и стрелка указателя истинной воздушной скорости. Пружины *12* и *18* уменьшают люфты между зубчатыми секторами и трибками.

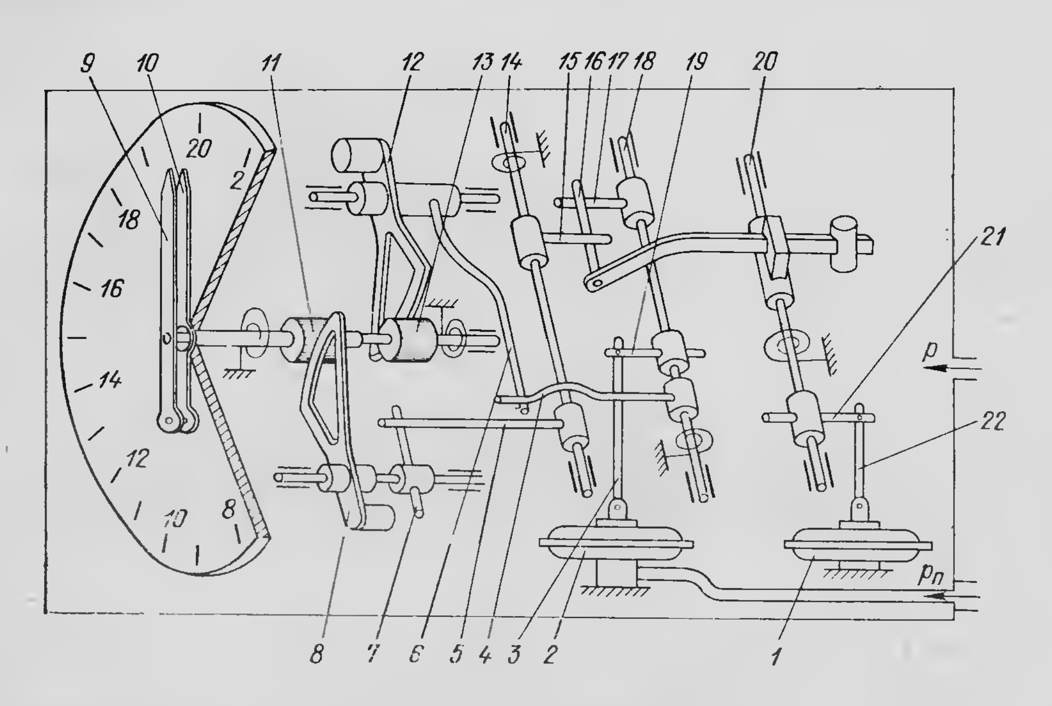


Рис. 1. 16. Кинематическая схема комбинированного указателя скорости с неподвижным блоком анероидных коробок:

1—блок анероидных коробок; *2*—манометрическая коробка; *3, 22*—тяги; *4, 5, 6, 7, 15, 16, 17*—поводки; *8, 12*—зубчатые секторы; *9*—стрелка указателя индикаторной скорости; *10*—стрелка указателя истинной воздушной скорости; *11, 13*—трибки; *14, 18, 20*—оси; *19, 21*—кривошипы

На рис. 1. 16 представлена кинематическая схема другого варианта комбинированного указателя скорости, отличающегося от рассмотренного тем, что анероидный блок закреплен неподвижно, а передаточное число механизма в зависимости от высоты полета изменяется с помощью поводка *16*.

Рассмотрим принцип действия этого указателя скорости. Под действием скоростного напора Δp происходит деформация манометрического блока *2*. Эта деформация посредством тяги *3* и кри-

вошипа *19* передается на ось *18* и вызывает ее поворот. Движение оси *18* через поводки *4* и *6* передается на зубчатый сектор *12* и трибку *13*, на оси которой укреплена стрелка *9* указателя индикаторной скорости. Поворот оси *18* через поводки *17*, *16* и *15* также передается на ось *14*, а от нее через поводки *5* и *7* — на зубчатый сектор *8* и трибку *11*, на оси которой укреплена стрелка *10* указателя истинной воздушной скорости.

С подъемом на высоту происходит деформация блока анероидных коробок *1*, которая посредством тяги *22* и кривошипа *21* передается на ось *20*. Поворот оси *20* вызывает перемещение поводка *16* вдоль поводков *15* и *17*. В результате этого изменяется передаточное число от оси *18* к оси *14*, а следовательно, на больший угол будет поворачиваться стрелка указателя ИВС при неизменном скоростном напоре. Регулировка передаточного отношения от анероидного блока к поводку *16* производится с учетом изменения температуры *T* с увеличением высоты по стандартной атмосфере.

На самолетах гражданской авиации широкое применение получили комбинированные указатели скорости КУС-1200 и КУС-730/1100.

Указатель скорости КУС-1200 выполнен по схеме с подвижным блоком анероидных коробок. Он имеет общую шкалу и две стрелки, одна из которых (широкая) служит для отсчета индикаторной (приборной) скорости от 150 до 1200 км/ч, а другая (узкая) — для отсчета истинной воздушной скорости от 400 до 1200 км/ч.

Указатель скорости КУС-730/1100 выполнен по схеме с неподвижным блоком анероидных коробок и имеет две шкалы: внутреннюю и внешнюю. По внешней шкале широкая стрелка показывает индикаторную скорость от 50 до 730 км/ч, а по внутренней шкале узкая стрелка показывает истинную воздушную скорость от 400 до 1100 км/ч.

Указатель числа М. Многие характеристики самолета зависят от числа М. Так, например, при изменении числа М от 0,6 до 1,0 коэффициент лобового сопротивления c_x возрастает, а коэффициент подъемной силы c_y уменьшается. При $M>1{,}0$ оба коэффициента медленно уменьшаются и изменяется сопротивление воздухозаборника реактивного двигателя. Все это приводит к изменению характеристик управляемости самолета. Поэтому пилоту необходимо знать те значения числа М, при которых такое изменение происходит.

Прибор, с помощью которого измеряется число М полета, называется указателем числа М. Существующие указатели числа М основаны на измерении отношения динамического давления Δp воздуха к статическому давлению p. Из формулы (1.30) видно, что число М является функцией отношения динамического давления к статическому, независимо от температуры воздуха.

Упрощенную расчетную формулу определения числа М можно получить, если в выражение $M=V/a$ подставить значение скорости V из приближенной формулы (1.36):

$$V=A\left(\frac{\Delta p}{p}\right)^{a}\sqrt{T}, \qquad (1.37)$$

тогда

$$M=\frac{A\left(\frac{\Delta p}{p}\right)^{a}\sqrt{T}}{\sqrt{kgRT}}=A_1\left(\frac{\Delta p}{p}\right)^{a},$$

где A_1 — постоянный коэффициент.

Из формулы (1.37) следует, что для указателя числа М нужна схема, аналогичная схеме указателя истинной воздушной скорости, но без элемента, учитывающего температуру воздуха. На рис. 1.17 представлена кинематическая схема указателя числа М.

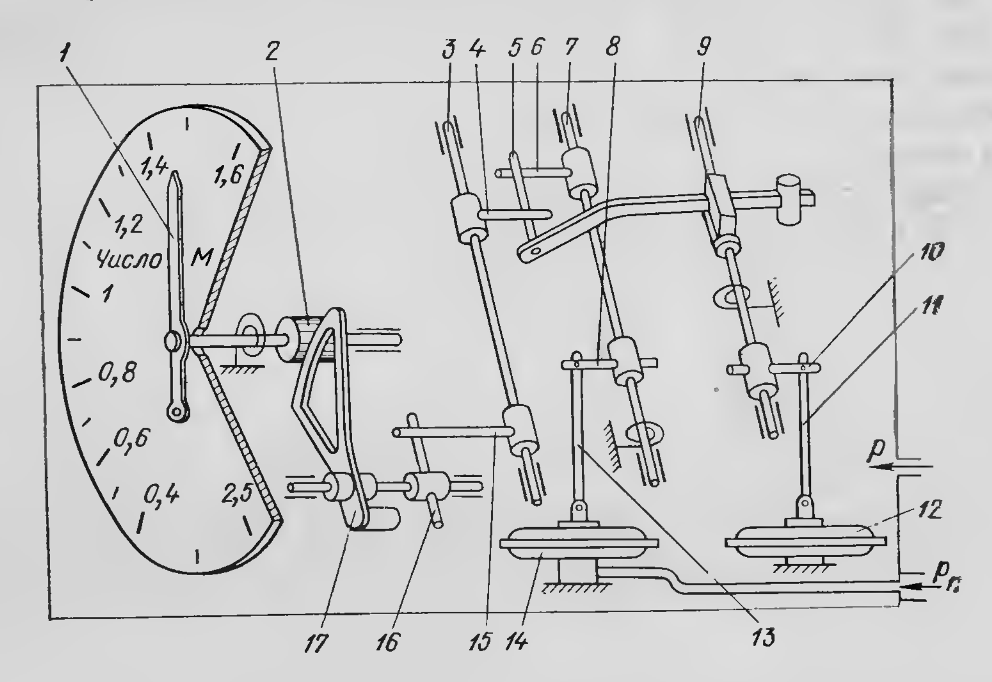


Рис. 1.17. Кинематическая схема указателя числа М:
1—стрелка; *2*—трибка; *3, 7, 9*—оси; *4, 5, 6, 15, 16*—поводки; *8, 10*—кривошипы; *11, 13*—тяги; *12*—блок анероидных коробок; *14*—манометрическая коробка; *17*—зубчатый сектор

Принцип действия прибора следующий. Под действием динамического давления Δp деформируется манометрический блок *14*. При этом посредством тяги *13* и кривошипа *8* поворачивается ось *7*. Последняя через поводки *6*, *5* и *4* поворачивает ось *3*. От оси *3* через поводки *15* и *16* движение передается на сектор *17*. Сектор вращает трибку *2*, на оси которой укреплена стрелка *1*.

Коррекция изменения статического давления осуществляется от анероидного блока *12*, который деформируется при изменении статического давления *p*. Деформация анероидного блока посредством тяги *11* и кривошипа *10* передается на ось *9*, а от нее — на поводок *5*. При этом меняется передаточное отношение от оси *7* к оси *3*.

Выпускаемые промышленностью указатели числа М типа МС-1, МС-1,5 и др. имеют электрическую сигнализацию предельного значения числа М, которое отмечено на шкале прибора красной риской. При достижении самолетом скорости, соответствующей максимальному числу М, загораются сигнальные лампочки «Скорость велика», расположенные на приборных досках пилотов.

Датчики истинной воздушной скорости. Они служат для получения сигналов в виде напряжения, пропорционального истинной воздушной скорости. Такие сигналы необходимы для работы многих автоматических и полуавтоматических систем. К ним следует отнести навигационные индикаторы, навигационные вычислители, системы управления и др. Рассмотрим принцип действия одного из датчиков.

Преобразуем градуировочную формулу (1.28) к виду, удобному для решения в вычислительном устройстве. Здесь следует заметить, что температуру T на высоте в полете практически невозможно измерить, поэтому определяют температуру $T_т$ заторможенного потока.

Связь между этими температурами можно получить из формулы (1.25). Преобразуя ее, получим

$$\frac{p_п}{\gamma_2}-\frac{p}{\gamma_1}=\frac{k-1}{2kg}V^2, \qquad (1.38)$$

где p и γ_1 — соответственно давление и весовая плотность набегающего потока; $p_п$ и γ_2 — соответственно давление и весовая плотность заторможенного потока.

Воспользовавшись соотношением $\gamma=p/RT$, на основании (1.38) будем иметь

$$RT_т-RT=\frac{k-1}{2kg}V^2$$

или

$$T_т-T=\frac{k-1}{2kgR}V^2,$$

откуда

$$T_т=T\left(1+\frac{k-1}{2}M^2\right). \qquad (1.39)$$

Для измерения температуры $T_т$ используется приемник специальной конструкции, чувствительным элементом которого является сопротивление. С помощью такого приемника измеряется средняя температура, которая несколько ниже температуры торможения $T_т$, но выше истинной температуры T воздуха.

Напишем формулу (1.28) с учетом того, что измеряется не температура T, а температура $T_т$:

$$V=\sqrt{\frac{2kgR}{k-1}T_т\left[\left(\frac{\Delta p}{p}+1\right)^{\frac{k-1}{k}}-1\right]}. \qquad (1.40)$$

Градуировочная формула (1.40) с учетом выражений (1.33) и (1.35) принимает вид

$$V=A\sqrt{T_т}\left(\frac{\Delta p}{p}\right)^{\alpha}. \qquad (1.41)$$

Для решения уравнения (1.41) в вычислительном устройстве необходимо измерить величины Δp, p и $T_т$, преобразовать их в соответствующие электрические сигналы и выполнить необходимые математические операции.

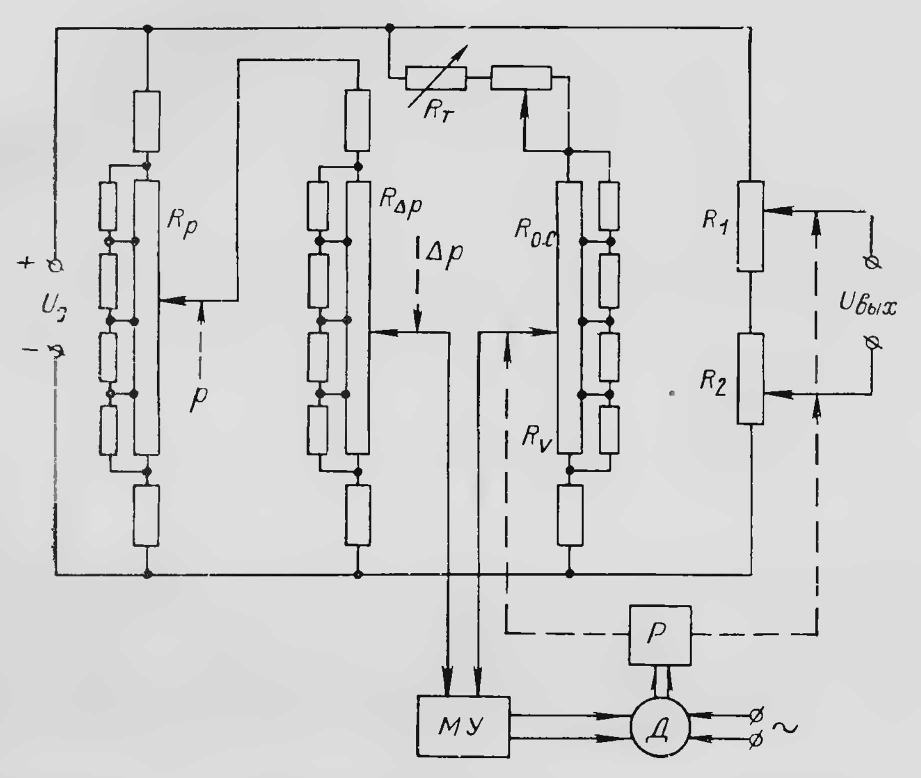


Рис. 1.18. Принципиальная схема датчика истинной воздушной скорости

Давления Δp и p измеряют с помощью манометрических и анероидных блоков, деформация которых преобразуется в электрические напряжения. Температуру измеряют приемником температуры, представляющим собой электрическое сопротивление.

Принципиальная схема одного из датчиков истинной воздушной скорости представлена на рис. 1.18. Потенциометры $R_{\Delta p}$, R_p и $R_{о.с}$ профилируются подключением шунтирующих и добавочных сопротивлений.

Напряжение, снимаемое с потенциометра $R_р$, равно

$$U_1=k_1\left(\frac{1}{p}\right)^{\alpha}, \qquad (1.42)$$

а напряжение, снимаемое с потенциометра $R_{\Delta p}$, равно

$$U_2=k_2\left(\frac{\Delta p}{p}\right)^{\alpha}. \qquad (1.43)$$

Напряжение, снимаемое с потенциометра $R_{о.с}$, будет

$$U_{о.с}=\frac{U_0}{R_{о.с}+R_т+R}R_V.$$

Профиль потенциометра $R_{о.с}$ выбирается таким, чтобы обеспечивалось равенство

$$U_{о.с}=k_{о.с}\frac{V}{\sqrt{T_т}} \qquad (1.44)$$

и линейная зависимость между напряжением $U_{вых}$ и истинной воздушной скоростью.

Сигнал разбаланса $\Delta U=U_2-U_{о.с}$ подается на магнитный усилитель МУ, а затем, после усиления, на управляющую обмотку двигателя Д, который перемещает щетку потенциометра $R_{о.с}$ и равновесное положение и одновременно щетки потенциометров R_1 и R_2, с которых снимается выходной сигнал в виде напряжения $U_{вых}$ постоянного тока.

В установившемся режиме $\Delta U=0$, следовательно, $U_2=U_{о.с}$, откуда с учетом выражений (1.43) и (1.44) имеем

$$k_2\left(\frac{\Delta p}{p}\right)^a=k_{о.с}\frac{V}{\sqrt{T_т}}$$

или после преобразований

$$V=A\sqrt{T_т}\left(\frac{\Delta p}{p}\right)^a. \qquad (1.45)$$

Из выражения (1.45) видно, что рассмотренная схема датчика истинной воздушной скорости правильно решает заданную зависимость (1.41).

1.10. ПОГРЕШНОСТИ УКАЗАТЕЛЕЙ СКОРОСТИ

Указателям скорости свойственны методические и инструментальные погрешности. Методические погрешности имеют место потому, что в основу построения приборов положен косвенный метод измерения скорости.

Рассмотрим сначала методические погрешности указателя индикаторной скорости. Этот прибор градуируется при $p=760$ мм рт. ст. и $T=288$ K. При измерении индикаторной скорости прибор методической погрешности не имеет, а если измерять истинную воздушную скорость, то она будет определена с погрешностью, так как с изменением высоты полета давление p и температура T не остаются постоянными. С помощью этого прибора измеряется динамическое давление Δp, а оно зависит не только от скорости полета, но и от плотности воздуха.

Для малых скоростей полета из формулы (1.23) следует: скорость на уровне моря равна

$$V_0=\sqrt{\frac{2gRT_0\Delta p}{p_0}}; \qquad (1.46)$$

на любой высоте истинная воздушная скорость будет

$$V=\sqrt{\frac{2gRT\Delta p}{p}}. \qquad (1.47)$$

Прибор на любой высоте будет показывать V_0, если $\Delta p=\text{const}$.

Из уравнений (1.46) и (1.47) отношение скорости V к скорости V_0 получаем в виде

$$\frac{V}{V_0}=\sqrt{\frac{p_0T}{pT_0}}. \qquad (1.48)$$

Погрешность прибора будет

$$\Delta V=V_0-V=V_0\left(1-\sqrt{\frac{p_0T}{pT_0}}\right). \qquad (1.49)$$

Из выражения (1.49) следует, что чем больше высота полета, тем больше разница между истинной воздушной и индикаторной скоростью.

Для больших дозвуковых скоростей из уравнения (1.28) получим

$$\frac{V}{V_0}=\sqrt{\frac{T}{T_0}\,\frac{\left(\frac{\Delta p}{p}+1\right)^{\frac{k-1}{k}}-1}{\left(\frac{\Delta p}{p_0}+1\right)^{\frac{k-1}{k}}-1}}. \qquad (1.50)$$

Следовательно, погрешность в этом случае будет

$$\Delta V=V_0-V=V_0\left[1-\sqrt{\frac{T}{T_0}\,\frac{\left(\frac{\Delta p}{p}+1\right)^{\frac{k-1}{k}}-1}{\left(\frac{\Delta p}{p_0}+1\right)^{\frac{k-1}{k}}-1}}\right]. \qquad (1.51)$$

Величина ΔV, определяемая по формулам (1.49) и (1.51), является методической погрешностью указателя индикаторной скорости только в том случае, когда по нему определяют не индикаторную, а истинную воздушную скорость.

Рассмотрим теперь методические погрешности указателя истинной воздушной скорости с неполной температурной компенсацией. Здесь следует отметить погрешность, обусловленную неточностью учета изменения температуры воздуха на высоте.

Эта погрешность объясняется тем, что прибор градуируется с учетом изменения температуры воздуха по высоте согласно стандартной атмосфере, а в действительности возможны отклонения температуры воздуха от стандартной атмосферы. Для оценки этой погрешности обозначим через V_1 скорость, соответствующую градуировке прибора при температуре T_1 по стандартной атмосфере, а через V_2 — истинную воздушную скорость, соответствующую температуре T на высоте полета.

Из выражения (1.28)

$$V_1=\sqrt{\frac{2kgR}{k-1}T_1\left[\left(\frac{\Delta p}{p}+1\right)^{\frac{k-1}{k}}-1\right]};$$

$$V_2=\sqrt{\frac{2kgR}{k-1}T\left[\left(\frac{\Delta p}{p}+1\right)^{\frac{k-1}{k}}-1\right]},$$

тогда

$$\frac{V_2}{V_1}=\sqrt{\frac{T}{T_1}},$$

а соответствующая погрешность будет

$$\Delta V=V_1-V_2=V_1\left(1-\sqrt{\frac{T}{T_1}}\right). \tag{1.52}$$

Например, пусть на некоторой высоте полета температура по стандартной атмосфере $T_1=236$ K, а действительная температура на этой высоте $T=226$ K. Подставив эти значения T_1 и T в формулу (1.52), найдем

$$\Delta V=0{,}025,$$

т. е. погрешность составляет 2,5%.

Инструментальные погрешности указателей истинной воздушной скорости такие же, как и высотомеров. Однако в указателях скорости они не компенсируются. Это объясняется тем, что во-первых, в указателях истинной воздушной скорости происходит в значительной степени автоматическая компенсация инструментальных температурных погрешностей вследствие того, что измеренные с помощью мембранных коробок давления Δp и p делятся друг на друга, и, во-вторых, что к указателям истинной воздушной скорости предъявляются менее жесткие требования в отношении точности, чем к высотомерам.

1.11. МЕТОДЫ ИЗМЕРЕНИЯ ВЕРТИКАЛЬНОЙ СКОРОСТИ

Известно несколько методов измерения вертикальной скорости полета самолета. Наиболее распространенным является метод, основанный на непосредственном дифференцировании статического давления, однозначно связанного с высотой полета. Этот метод реализуется в указателях вертикальной скорости с пневмомеханическим дифференцирующим устройством, т. е. в вариометрах.

Измерение вертикальной скорости полета самолета может быть осуществлено путем дифференцирования электрического сигнала в виде напряжения, пропорционального высоте полета. При этом методе производится измерение высоты с помощью высотомера, преобразование измеренной высоты в электрическое напряжение, а затем дифференцирование этого напряжения.

Для измерения вертикальной скорости полета самолета может быть использован метод измерения вертикальной составляющей истинной воздушной скорости. Вертикальная скорость связана с истинной воздушной скоростью следующим соотношением:

$$V_y=V\cdot\sin(\vartheta-\alpha), \tag{1.53}$$

где ϑ — угол тангажа; α — угол атаки.

По формуле (1.53) вертикальную скорость вычисляют с помощью счетно-решающего устройства, связанного с датчиками истинной воздушной скорости, угла тангажа (ЦГВ или АГД) и угла атаки.

Методом измерения вертикальной скорости является также инерциальный метод, основанный на измерении вертикальных ускорений самолета и однократном интегрировании сигналов, пропорциональных этим ускорениям.

Здесь рассматривается принцип действия, вопросы теории и устройство указателей, основанных на использовании метода непосредственного дифференцирования статического давления с помощью пневмомеханического дифференцирующего устройства.

1.12. ПРИБОРЫ ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ВЕРТИКАЛЬНОЙ СКОРОСТИ

Для измерения вертикальной скорости самолета наиболее широкое применение получили вариометры. Принцип действия вариометра основан на пневмомеханическом дифференцировании статического давления, изменяющегося в зависимости от высоты полета самолета. Принципиальная схема вариометра представлена на рис. 1.19.

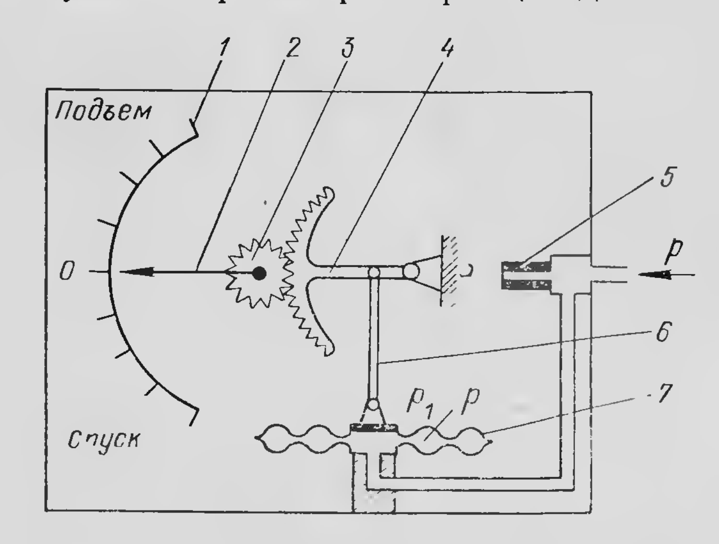


Рис. 1.19. Принципиальная схема вариометра:

1—шкала; 2—стрелка; 3—трибка; 4—зубчатый сектор; 5—капилляр; 6—тяга; 7—манометрическая коробка

В качестве чувствительного элемента используется манометрическая коробка 7, внутренняя полость которой сообщается непосредственно с магистралью статического давления. Внутренняя полость герметичного корпуса прибора сообщается с магистралью статического давления через капилляр 5.

Если самолет летит горизонтально, то статическое атмосферное давление p внутри манометрической коробки 7 и давление p_1 внут-

ри корпуса прибора будут одинаковы и, следовательно, разность между ними равна нулю.

В зависимости от высоты полета изменяется статическое давление p. Внутри манометрической коробки это давление устанавливается практически мгновенно, а в корпусе прибора, вследствие сопротивления капилляра, давление p_1 отличается от статического. Чем больше вертикальная скорость полета самолета, тем больше разность давлений $\Delta p = p - p_1$. Под действием этой разности давлений манометрическая коробка деформируется. Деформация коробки через тягу *6*, зубчатый сектор *4* и трибку *3* передается на стрелку *2*, которая отклоняется от среднего положения вверх при наборе высоты, вниз — при снижении. По шкале *1* определяют величину вертикальной скорости.

Градуировочная формула, в которой перепад давлений Δp выражен через вертикальную скорость V_y, имеет вид

$$\Delta p = \frac{128 l Q \mu}{\pi d^4 R T_0} V_y = A V_y, \qquad (1.54)$$

где l, d — длина и диаметр капилляра; Q — объем корпуса прибора; μ — коэффициент вязкости воздуха; R — газовая постоянная; T_0 — температура в корпусе прибора.

Формула (1.54) показывает связь между разностью давлений Δp и вертикальной скоростью в установившемся режиме. Из этой формулы видно, что установившаяся разность давлений, а следовательно, и показания вариометра пропорциональны вертикальной скорости самолета.

Вариометры выпускаются с различными пределами измерения. Они имеют обозначения ВР-10, ВАР-30, ВАР-75, ВАР-150 и ВАР-300, где числа 10, 30, 75 и т. д. указывают пределы измерения.

Кинематическая схема вариометра представлена на рис. 1.20. Внутренняя полость корпуса прибора соединена с магистралью статического давления через капилляр *10*, а внутренняя полость манометрической коробки *11* — непосредственно через трубопровод *12*. При подъеме самолета давление в корпусе прибора будет выше, чем в манометрической коробке, вследствие чего коробка будет сжиматься. Эта деформация коробки через тягу *9* и кривошип *8* передается на ось *6*. Поворот этой оси через рычаг *5* и поводок *15* передается на зубчатое колесо *4*, а от него через трибку *3* — на стрелку *1*.

Вариометр как пилотажный прибор должен иметь высокую чувствительность при измерении малых вертикальных скоростей; при измерении больших скоростей чувствительность может быть уменьшена. Поэтому вариометры имеют затухающую шкалу. Для получения затухающей шкалы в передаточно-множительный механизм введено кривошипно-кулисное звено, которое изменяет передаточное отношение, а следовательно, и угол поворота стрелки.

При горизонтальном полете поводок *15* занимает относительно оси зубчатого колеса *4* наименьшее расстояние. При подъеме или

снижении самолета поводок *15* скользит вдоль прорези колеса *4*. При этом увеличивается расстояние между осью зубчатого колеса *4* и поводком *15*. Благодаря этому непрерывно уменьшается передаточное отношение механизма и соответственно этому сужаются деления шкалы. С помощью кремальеры *16* через кулачок *14* и рычаг *13* можно опускать или приподнимать манометрическую коробку *11* и тем самым устанавливать стрелку прибора в нулевое положение.

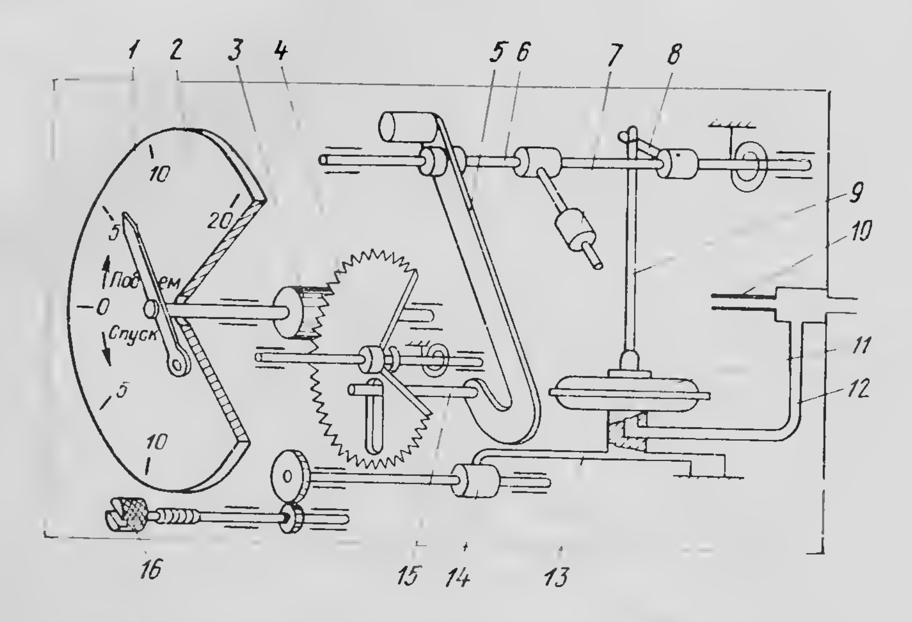


Рис. 1.20. Кинематическая схема вариометра:

1—стрелка; *2*—шкала; *3*—трибка; *4*—зубчатое колесо; *5*, *13*—рычаги; *6*—ось; *7*—балансир; *8*—кривошип; *9*—тяга; *10*—капилляр; *11*—манометрическая коробка; *12*—трубопровод; *14*—кулачок; *15*—поводок; *16*—кремальера

Применяют и другие способы получения затухающей шкалы. Например, у вариометров с большим пределом измерения затухание шкалы достигается тем, что деформация манометрической коробки при измерении скоростей до ± 20 м/с непосредственно преобразуется в перемещение стрелки, а при измерении больших скоростей коробки преодолевают противодействующее усилие пружины.

1.13. ПОГРЕШНОСТИ ВАРИОМЕТРОВ

Вариометру присущи как методические, так и инструментальные погрешности. Однако инструментальными погрешностями можно пренебречь. Рассмотрим здесь только методические погрешности.

К основным методическим погрешностям вариометра относятся запаздывание показаний (динамическая погрешность) и температурная погрешность.

З а п а з д ы в а н и е п о к а з а н и й вариометра происходит из-за того, что при переходе от горизонтального полета к набору вы-

соты или снижению разность давлений, измеряемая прибором, устанавливается не сразу, а нарастает с течением времени, приближаясь к установившемуся значению. При переходе к горизонтальному полету разность давлений также не сразу становится равной нулю, а постепенно.

Характер переходного процесса характеризуется следующим уравнением:

$$\Delta p = kV_y [1 - e^{-\varphi(t)}], \qquad (1.55)$$

где k — коэффициент пропорциональности; $\varphi(t)$ — функция времени, зависящая также от конструктивных параметров прибора.

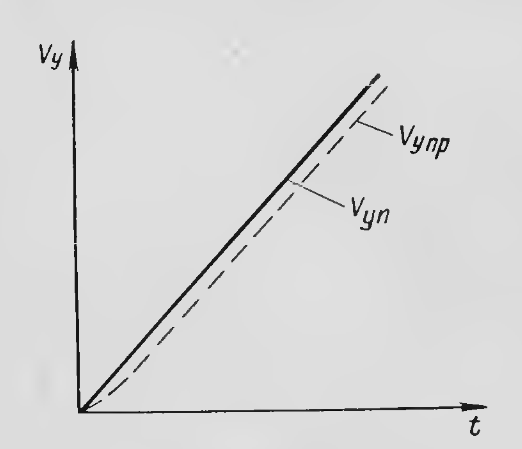


Рис. 1.21. Зависимость показаний вариометра при линейном изменении вертикальной скорости

Если допустить, что вертикальная скорость V_y изменяется по линейному закону, то эту зависимость и зависимость показаний прибора можно изобразить в виде графика, представленного на рис. 1.21. На этом графике $V_{y\,и}$ — линейная зависимость истинного значения вертикальной скорости, а $V_{y\,пр}$ — зависимость вертикальной скорости, отсчитываемой по вариометру.

Разность $\Delta V = V_{y\,пр} - V_{y\,и}$ и представляет динамическую погрешность вариометра или запаздывание. Эта погрешность зависит от конструктивных параметров прибора: диаметра капилляра, его длины и объема корпуса. С увеличением диаметра капилляра и уменьшением его длины динамическая погрешность прибора уменьшается, но при этом уменьшается и разность давлений, что приводит к необходимости повышения чувствительности манометрической коробки. При увеличении чувствительности манометрической коробки возникают большие инструментальные погрешности, вызываемые трением в механизме и влиянием вибраций.

Следовательно, при выборе параметров прибора все это необходимо учитывать.

Приходится считаться также с методической температурной погрешностью вариометров, которая возникает вследствие того, что в реальных условиях процесс вытекания воздуха через капилляр не изотермичен в отличие от условий, при которых градуируется вариометр.

В начале полета температура воздуха внутри корпуса равна температуре воздуха у земли. По мере подъема самолета температура T_1 внутри корпуса вследствие плохой теплопроводности корпуса изменяется медленно. Воздух, вытекающий из капилляра, охлаждается до температуры окружающей среды. Неодинаковость температур воздуха внутри корпуса прибора и наружного воздуха

и приводит к возникновению методической температурной погрешности, так как прибор градуируется при условии, когда эти температуры одинаковы.

Относительная температурная погрешность вариометра

$$\delta V_т = \frac{T_к^2}{TT_1} - 1, \qquad (1.56)$$

где $T_к$ — температура воздуха в капилляре.

Методическая температурная погрешность вариометра зависит, таким образом, от отношения температур и может достигать 30% от установившегося значения вертикальной скорости. Эта погрешность убывает по абсолютной величине по мере уменьшения вертикальной скорости, а при горизонтальном полете самолета становится равной нулю.

Из формулы (1.56) видно, что если в горизонтальном полете будет изменяться температура воздуха T_1 внутри корпуса прибора из-за его нагрева, то воздух будет вытекать через капилляр и вариометр покажет некоторую скорость подъема. При охлаждении корпуса прибора вариометр покажет некоторую скорость снижения. Для уменьшения этой погрешности корпус вариометра обычно изготовляется из материала с хорошими теплоизоляционными свойствами, например, из бакелита.

В некоторых конструкциях вариометров предусмотрена компенсация методической температурной погрешности путем применения чувствительных элементов, которые в зависимости от температуры изменяют размеры капилляра таким образом, чтобы $\delta V_т = 0$.

1.14. ПРИЕМНИКИ И МАГИСТРАЛИ ВОЗДУШНЫХ ДАВЛЕНИЙ НА САМОЛЕТЕ

Высотомеры, вариометры, указатели скорости и другие манометрические пилотажно-навигационные приборы, принцип действия которых основан на косвенном методе измерения, по существу, измеряют статическое давление или разность полного и статического давлений.

Для обеспечения работоспособности и необходимой точности этих приборов на самолете существуют системы полного и статического воздушных давлений, в состав которых входят приемники воздушных давлений и магистрали из трубопроводов.

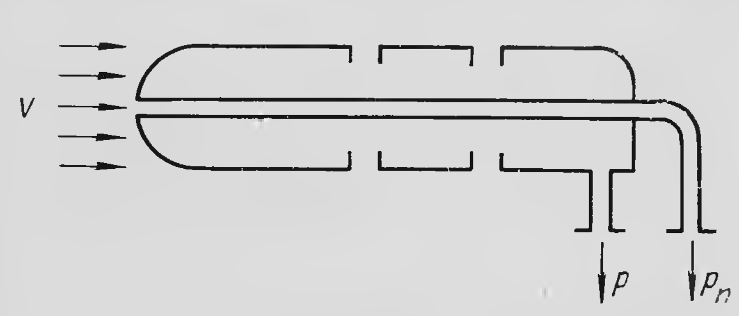


Рис. 1.22. Принципиальная схема приемника воздушных давлений

Приемники воздушных давлений (ПВД) применяются на самолетах для восприятия воздушных давлений. Они располагаются на самолете так, чтобы на них воздействовал невозмущенный поток. Принципиальная схема одного из приемников представлена на рис. 1.22. Такой приемник представляет собой совокупность двух концентрических трубок. Внутренняя трубка открыта с торца

навстречу потоку и служит для восприятия полного давления $p_п$ воздушного потока. Внешняя трубка с торца закрыта, но имеет ряд отверстий на боковой поверхности. Эти отверстия располагаются в зоне неискаженного статического давления и через них воспринимается статическое давление p воздуха. Рассмотренный приемник воздушных давлений представляет совокупность двух приемников: приемника полного давления и приемника статического давления.

В настоящее время на самолетах получили применение раздельные приемники полного и статического давлений. Приемниками статического давления являются отверстия в фюзеляже самолета со специальными насадками или плиты статического давления, устанавливаемые на фюзеляже самолета.

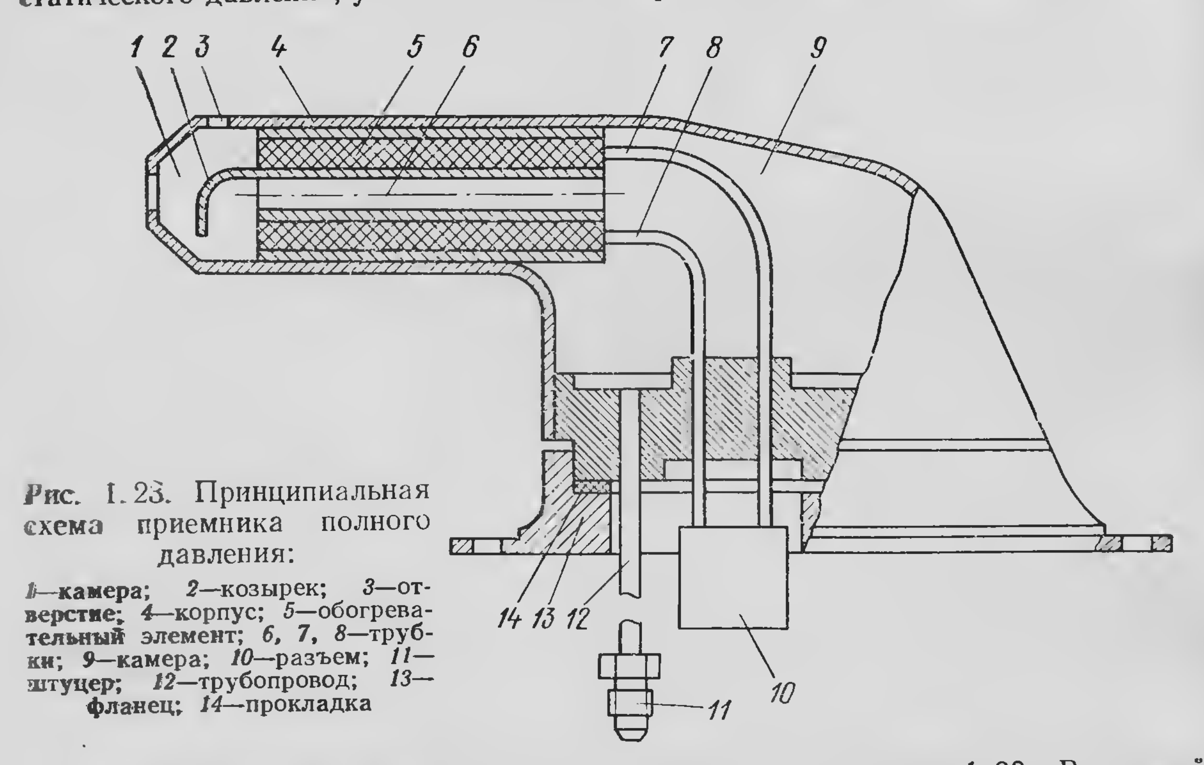


Рис. 1.23. Принципиальная схема приемника полного давления:

1—камера; 2—козырек; 3—отверстие; 4—корпус; 5—обогревательный элемент; 6, 7, 8—трубки; 9—камера; 10—разъем; 11—штуцер; 12—трубопровод; 13—фланец; 14—прокладка

Один из приемников полного давления показан на рис. 1.23. Встречный поток воздуха попадает в камеру *1* и тормозится козырьком *2*, затем под давлением $p_п$ подается по трубке *6* в камеру *9*, далее в трубку *12* со штуцером *11*, который соединяется с магистралью полного давления. Козырек *2*, кроме того, служит для предохранения от попадания влаги в трубку *6*. Влага, попадающая в приемную камеру *1* из атмосферы, стекает через отверстие *3*, находящееся в корпусе *4*.

Приемник снабжен обогревательным элементом *5*, состоящим из керамического каркаса, на котором намотана никелевая проволока. Обогревательный элемент помещен в металлическую трубку. Напряжение к нему подводится через разъем *10* от самолетной сети постоянного тока напряжением 27 В. Штыри разъема *10* соединены с обогревательным элементом проводами, проходящими в трубках *7* и *8*. Приемник вставлен во фланец *13* и прикреплен к нему. Герметичность между приемником и фланцем обеспечивается паронитовой прокладкой *14*. Приемник фланцем крепится винтами к обшивке самолета.

Рассмотрим одну из возможных типовых принципиальных схем (рис. 1.24) магистралей воздушных давлений на самолете.

Приемники полного давления *6* и *16* устанавливаются по одному на каждом борту самолета, статические насадки *10* и *15* — по четыре на каждом борту. Симметричное расположение приемников статического давления на самолете обеспечивает выравнивание давлений при полете со скольжением. Кроме основных бортовых насадков статического давления, в отсеке носового обтекателя устанавливается насадка *3* резервной статической системы.

Шесть из статических насадков объединены попарно и образуют три линии статической магистрали. От первой линии статическое давление подводится к

приборам *1* левого пилота. Полное давление к этим приборам подается от приемника *16*, расположенного на левом борту самолета.

К приборам правого пилота *2* и штурмана *17* полное давление подается от приемника *6*, установленного на правом борту самолета, а статическое давление — от второй линии. Во вторую линию, кроме того, включены регулятор *12* давления воздуха внутри самолета и датчик высоты *13* из комплекта ответчика. Третья линия статического давления подведена к анероидным коробкам командно-топливных агрегатов *11* правых двигателей и *14* левых двигателей.

Рис. 1.24. Принципиальная схема магистралей воздушных давлений:

1—приборы левого пилота; 2—приборы правого пилота; 3—приемник резервной статической системы; 4, 18, 19—краны; 5—влагоотстойники; 6, 16—приемники полного давления; 7—самописец; 8—бароспидограф; 9—корректор высоты; 10, 15—приемники статического давления; 11, 14—командно-топливные агрегаты; 12—регулятор давления воздуха; 13—датчик высоты; 17—приборы штурмана

Для регистрации скорости и высоты полета на самолете обычно устанавливают бароспидограф *8* в комплекте с самописцем *7*. Полное давление к ним подводится от правого приемника полного давления *6*, а статическое — от четвертого приемника статического давления, расположенного на правом борту самолета.

От четвертого приемника статического давления, расположенного на левом борту самолета, подается статическое давление в корректор высоты *9* из комплекта автопилота.

При необходимости левый пилот может свою группу анероидно-манометрических приборов подключить к магистрали полного давления правого борта и к магистрали статического давления второй линии. Это осуществляется с помощью кранов *19* и *18*.

В схеме предусмотрена возможность подключения приборов левого и правого пилотов к резервной магистрали статического давления, которая связана с ре-

зервным приемником *3* статического давления. Для подключения приборов левого и правого пилотов к резервной магистрали необходимо краны *4* и *18* поставить в положение «Резервный».

Для предохранения приборов от попадания влаги в магистралях полного и статического давлений установлены влагоотстойники *5*. Для предохранения трубопроводов и приборов от попадания пыли и грязи на стоянке самолета приемники статического давления на это время закрываются заглушками, а приемники полного давления — чехлами. Заглушки и чехлы снабжены красными флажками, указывающими, что приемники закрыты и перед вылетом их необходимо открыть.

1.15. СИСТЕМЫ ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ (СВС)

С увеличением скорости и высоты полета возникла необходимость в учете новых факторов, влияющих на точность измерения этих параметров в полете. При больших скоростях полета, например, необходимо учитывать температуру торможения (заторможенного) воздушного потока и изменение плотности воздуха вследствие его сжимаемости. Эти факторы могут быть учтены с помощью вычислительных устройств. Такие устройства из-за сложности можно применять только в измерительных системах, а не в отдельных приборах.

Система воздушных сигналов СВС-ПН-15 представляет собой электромеханическое счетно-решающее устройство непрерывного действия. Она предназначена для одновременного измерения истинной воздушной скорости V, числа М, относительной высоты полета $H_{отн}$, абсолютной барометрической высоты полета $H_{абс}$ и выдачи в бортовые системы пилотирования и навигации соответствующих сигналов в виде сопротивлений и напряжений.

Кроме того, система воздушных сигналов имеет визуальные приборы (указатели), с помощью которых производится отсчет указанных параметров полета. СВС имеет связь с доплеровским измерителем скорости и сноса (ДИСС). Это позволяет визуально отсчитывать путевую скорость.

При вычислении высоты, скорости и числа М в качестве независимых переменных используются такие параметры, как статическое давление p, полное давление $p_п$ и температура торможения $T_т$. В расчетных формулах встречаются некоторые общие закономерности, связывающие независимые параметры с измеряемыми — высотой, скоростью и числом М. Эта общность в закономерностях и положена в основу построения систем воздушных сигналов.

В основу работы СВС положены зависимости, полученные из выражений (1.9), (1.10), (1.30) и (1.32).

Абсолютная барометрическая высота $H_{абс}$ определяется по формуле Лапласа

$$H_{абс}=\frac{R}{m}T_{ср}\lg\frac{p_0}{p}, \tag{1.57}$$

где R — газовая постоянная; m — коэффициент перевода натуральных логарифмов в десятичные; $T_{ср}$ — средняя температура столба воздуха от поверхности земли до высоты H; p_0 — давление, равное 760 мм рт. ст.; p — статическое давление на высоте H.

Среднюю температуру воздуха определяют по формулам:

а) для высот $H\leqslant H_{11}$

$$T_{ср}=\frac{T_0+T}{2}; \tag{1.58}$$

б) для высот $H>H_{11}$

$$T_{ср}=T+(T_0-T_{11})\frac{H_{11}}{2H}, \tag{1.59}$$

где T_0, T_{11} и T — абсолютная температура соответственно у поверхности земли, на высоте 11 км и на высоте H; H_{11} — высота 11 км.

Относительную барометрическую высоту $H_{отн}$ определяют по формуле

$$H_{отн}=H_{абс}-H_з, \tag{1.60}$$

где $H_з$ — барометрическая высота заданного уровня с давлением $p_з$ относительно уровня с давлением $p_0=760$ мм рт. ст.

Число М для дозвуковых скоростей полета выражается формулой

$$M=\sqrt{\frac{2}{k-1}\left[\left(\frac{\Delta p}{p}+1\right)^{\frac{k-1}{k}}-1\right]}. \tag{1.61}$$

Истинную воздушную скорость V определяют из соотношения

$$V=\frac{cM\sqrt{T_т}}{\sqrt{1+0{,}2M^2}}, \tag{1.62}$$

где $c=\sqrt{kgR}.$

Из расчетных формул (1.57), (1.61) и (1.62) следует, что для определения выходных параметров необходимо измерить статическое давление p, полное давление $p_п$ и температуру $T_т$ заторможенного потока, а затем произвести ряд математических операций.

На рис. 1.25 представлена функциональная схема системы воздушных сигналов.

Уравнения (1.57), (1.61) и (1.62) решаются в вычислителе скорости, числа М и высоты (ВСМВ). В этот вычислитель непрерывно вводятся статическое p и полное $p_п$ давления и температура $T_т$. Давление $p_з$ заданного уровня вводится вручную.

Вычислитель ВСМВ непрерывно определяет параметры $H_{абс}$, $H_{отн}$, V и М на основании вводимых значений p, $p_п$, $p_з$ и $T_т$. С вычислителя сигналы поступают на блоки преобразований БПНП (блок преобразования напряжения потенциометрический) и через блоки питания и усиления БПУ на указатели: высоты — УВО, числа М — УМ и скорости — УСВП. Кроме того, сигнал числа М поступает в блок коррекции числа М (БКМ).

Указатели УВО, УМ и УСВП позволяют визуально отсчитывать соответствующие пилотажно-навигационные параметры. На левом указателе УВО вручную задается давление $p_з$, контролируе-

мое по соответствующему счетчику, расположенному на лицевой стороне прибора. Указатель УСВП (указатель скорости воздушной, путевой) может быть подключен к вычислителю ВСМВ или доплеровскому измерителю скорости и сноса ДИСС. В первом случае он будет показывать истинную воздушную скорость, а во втором случае — путевую. Переключение указателя УСВП на ВСМВ или на ДИСС производится переключателем, расположенным на указателе. При достижении критического числа М с левого указателя УМ выдается сигнал «Опасно» в виде напряжения 27 В постоянного тока.

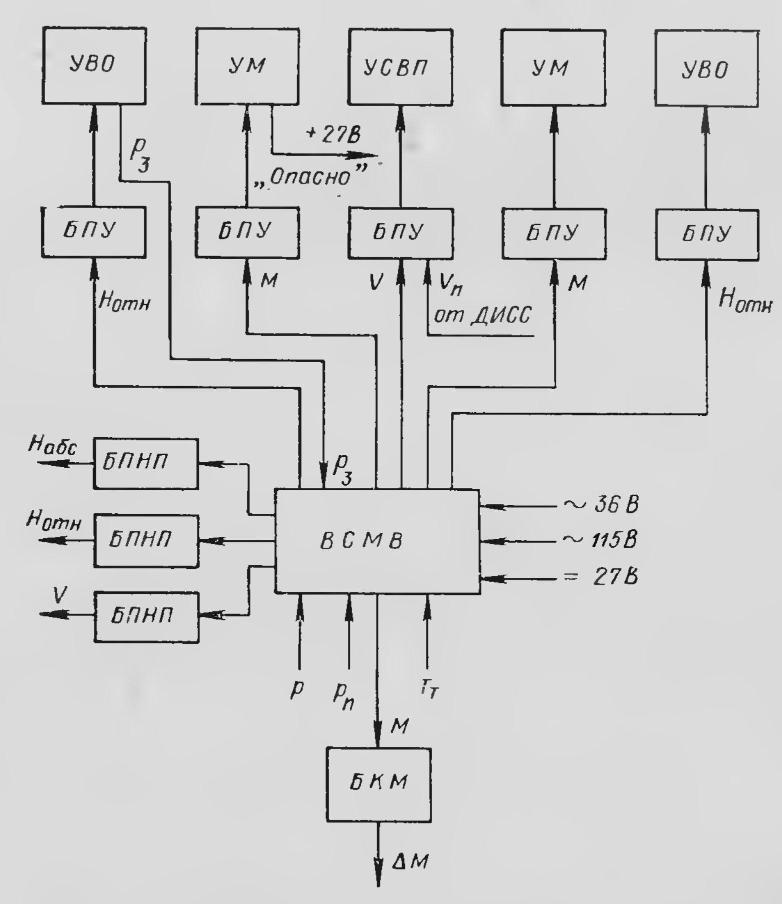


Рис. 1.25. Функциональная схема системы воздушных сигналов

Блок коррекции числа М служит для выдачи сигнала, пропорционального отклонению ΔМ числа М от заданного значения. Этот сигнал поступает в автоматическую систему управления самолета.

Потенциометрические блоки БПНП предназначены для преобразования поступающих от вычислителя ВСМВ сигналов в виде напряжений переменного тока, пропорциональных $H_{абс}$, $H_{отн}$ и V, в сигналы в виде сопротивлений.

В комплект СВС входит корректор-задатчик высоты КЗВ с блоком сигнализации готовности БСГ. Эти два блока работают самостоятельно и не связаны с вычислителем ВСМВ. В блок КЗВ

непрерывно подается статическое давление, и в нем вырабатывается сигнал в виде напряжения, пропорционального высоте $H_{абс}$, а при включенной коррекции, кроме того, вырабатывается и выдается в систему автоматического управления сигнал, пропорциональный отклонению высоты от заданной.

Блок БСГ служит для сигнализации готовности к работе корректора высоты.

Рассмотрим принцип действия СВС на примере канала высоты, в котором решается зависимость между статическим давлением и барометрической высотой. Функциональная схема канала высоты представлена на рис. 1.26.

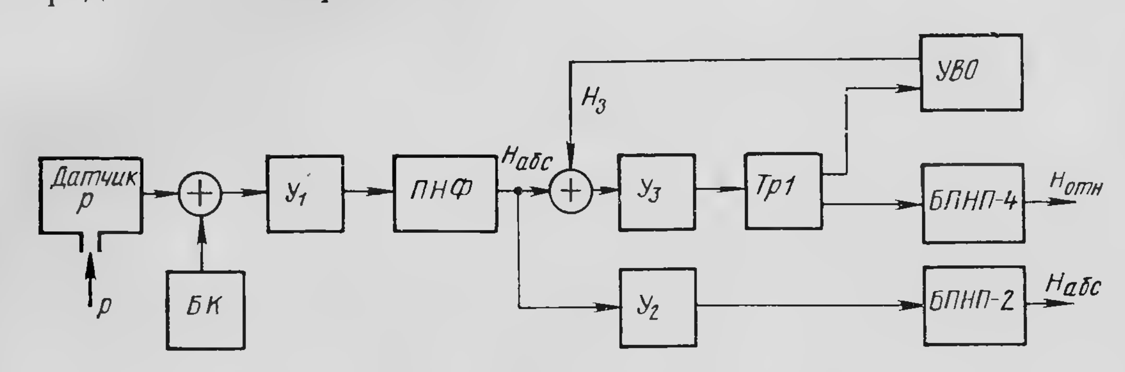


Рис. 1.26. Функциональная схема канала высоты системы СВС

В системе СВС для измерения статического давления и преобразования его в соответствующий электрический сигнал применен индукционный датчик статического давления ДДСИ (датчик давления статического индукционный). Чувствительным элементом в этом датчике служит блок анероидных коробок, а преобразовательным устройством — индукционный датчик.

Блок анероидных коробок имеет характеристики, близкие к логарифмическим, а характеристика индукционного датчика практически линейна. Поэтому напряжение на выходе датчика статического давления имеет характеристику, близкую к логарифмической. Это напряжение суммируется с напряжением аэродинамической поправки, которое вырабатывается в блоке коррекции БК. Суммарное напряжение подается на вход усилителя $У_1$.

Усиленное в усилителе напряжение подается на вход функционального преобразователя напряжений ПНФ, в котором выходное напряжение изменяется по определенному закону в зависимости от входного.

Скорректированное в ПНФ напряжение, пропорциональное абсолютной барометрической высоте $H_{абс}$, подается в подканалы $H_{абс}$ и $H_{отн}$ соответственно на входы усилителей $У_2$ и $У_3$. Одновременно на вход усилителя $У_3$ с указателя УВО поступает напряжение, пропорциональное высоте $H_з$ заданного уровня. Напряжение, пропорциональное относительной высоте, с выхода усилителя $У_3$ через выходной трансформатор Тр1 подается в указатель УВО

и в блок БПНП-4 (блок относительной высоты). Напряжение, пропорциональное высоте $H_{абс}$, с выхода усилителя $У_2$ подается в блок преобразования напряжения БПНП-2.

На рис. 1.27 представлена принципиальная схема указателя относительной высоты УВО и показана его связь с выходным трансформатором Тр1 канала высоты.

Указатель УВО представляет собой прибор, состоящий из двух самостоятельных каналов: канала отработки и индикации относительной барометрической высоты $H_{отн}$ и канала ввода высоты $H_з$ как функции давления $p_з$ на заданном уровне.

Работа канала относительной высоты основана на преобразовании электрического сигнала, пропорционального $H_{отн}$, в механическое перемещение стрелки и счетчика высоты отсчетного устройства указателя с помощью следящей системы, работающей по принципу самоуравновешивающегося моста переменного тока.

Рис. 1.27. Принципиальная схема указателя УВО

Электрический сигнал, пропорциональный высоте $H_{отн}$ поступает в указатель со вторичной обмотки трансформатора Тр1 в виде напряжения U_1. В указателе это напряжение сравнивается с напряжением U_2, снимаемым с диагонали *вг* мостовой схемы. К диагонали *аб* этой мостовой схемы подводится опорное напряжение $U_{оп}$. Напряжения U_1 и U_2 находятся в противофазе.

Напряжение, подаваемое на вход усилителя БПУ, равно разности напряжений U_1 и U_2, т. е. $U_{вх}=U_1—U_2$. В установившемся режиме (при постоянной высоте полета) напряжения U_1 и U_2 равны, следовательно, $U_{вх}=0$. В случае изменения высоты полета с выхода усилителя БПУ на управляющую обмотку двигателя Д поступает напряжение. Двигатель через редуктор Ред1 будет перемещать щетку потенциометра $П_2$ в направлении выравнивания напряжения U_2 с напряжением U_1. Одновременно двигатель через редуктор перемещает стрелку и счетчик отсчетного устройства высоты.

Ввод высоты $H_з$ осуществляется поворотом рукоятки, расположенной на лицевой стороне прибора. Поворот рукоятки через редуктор Ред2 передается на щетку потенциометра $П_1$ и одновременно на счетчик $p_з$. С потенциометра $П_1$ снимается напряжение $U_з$, пропорциональное высоте $H_з$. Это напряжение подается в канал высоты $H_{отн}$ на вход усилителя $У_3$ (см. рис. 1.26).

На рис. 1.28 представлена принципиальная схема блока преобразования напряжения БПНП-4 и показана его связь с выходным трансформатором Тр1 канала высоты.

Блок БПНП-4 представляет собой электромеханическое устройство, работающее по принципу самобалансирующейся компенсационной схемы.

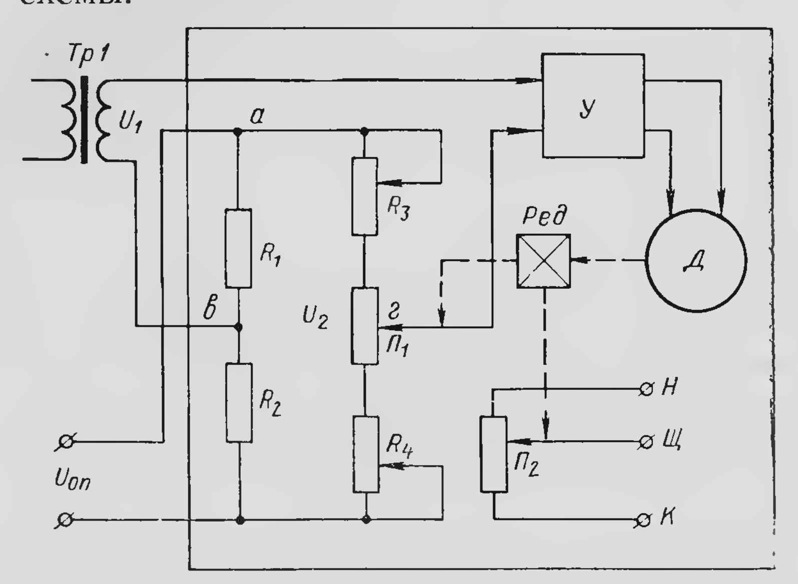


Рис. 1.28. Принципиальная схема блока преобразования напряжения

Напряжение U_1, пропорциональное относительной высоте $H_{отн}$, поступает на вход блока преобразования со вторичной обмотки трансформатора Тр1. В блоке преобразования это напряжение сравнивается с напряжением U_2, которое снимается с диагонали *вг* мостовой схемы. К диагонали *аб* мостовой схемы подводится опорное напряжение $U_{оп}$. На вход усилителя У подается напряжение, равное разности напряжений U_1 и U_2.

В установившемся режиме напряжения U_1 и U_2 равны, а следовательно, напряжение на входе усилителя будет равно нулю. При изменении высоты полета с выхода усилителя на управляющую обмотку электродвигателя Д будет поступать напряжение. Двигатель через редуктор Ред будет перемещать щетку потенциометра $П_1$ в направлении выравнивания напряжения U_2 с напряжением U_1. Одновременно двигатель через редуктор перемещает щетку выходного потенциометра $П_2$, относительное сопротивление которого будет пропорционально напряжению, подаваемому на вход блока.

На схеме изображен только один выходной потенциометр $П_2$. В действительности, в блоке БПНП имеется несколько таких по-

тенциометров. По аналогичной схеме работают и другие блоки преобразования напряжений.

Рассмотрим погрешности системы воздушных сигналов. Все погрешности СВС делятся на статические и динамические.

Статические погрешности обусловлены непостоянством температуры элементов системы, неточностью вычислительных устройств и трением в подвижных элементах.

Температурные погрешности датчиков устраняются термостатированием, а температурные погрешности решающих устройств уменьшаются до допустимых пределов путем выбора материала потенциометров.

В СВС преобладают погрешности, вызванные неточным моделированием вычислительных операций с помощью функциональных потенциометров. Существенное уменьшение этих погрешностей достигается регулировкой отдельных узлов и применением корректирующих устройств.

Погрешности, вызванные трением в подвижных элементах системы, не имеют существенного веса в связи с тем, что в СВС применяются следящие системы. По этой же причине не оказывают существенного влияния на точность СВС колебания напряжения и частоты тока источников питания.

Динамические погрешности СВС возникают вследствие запаздывания датчиков, вычислительных устройств и воздействия на элементы конструкции вибраций и перегрузок. Для уменьшения динамической погрешности, вызванной запаздыванием в передаче давления от приемников давления к датчикам, увеличивают диаметр и уменьшают длину трубопроводов и уменьшают объем датчиков. Влияние вибраций и перегрузок на динамическую погрешность уменьшают динамической балансировкой подвижных элементов, сокращением их массы и применением амортизации блоков.

Для повышения надежности работы СВС упругие чувствительные элементы анероидных и манометрических датчиков изготавливают из высококачественных материалов, усилители выполняют на полупроводниковых элементах, а следящие системы — на бесконтактных элементах. Стабильность характеристик достигается термостатированием блоков, применением амортизаторов и специальных влагопоглотителей.

1.16. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ И ЛЕТНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ ВЫСОТОМЕРОВ И УКАЗАТЕЛЕЙ СКОРОСТИ

1.16.1. Виды технического обслуживания и применяемая аппаратура

В процессе эксплуатации авиационные приборы подвергаются внешнему осмотру и проверкам. Это техническое обслуживание приборов организуется в соответствии с регламентом технического обслуживания самолетов гражданской авиации.

Существуют оперативные, периодические и профилактические виды технического обслуживания.

К оперативным видам относится техническое обслуживание при кратковременных стоянках, после полета и перед полетом. Каждый из этих видов технического обслуживания состоит из работ по осмотру, обслуживанию и обеспечению вылета.

Техническое обслуживание при кратковременных стоянках производится непосредственно после каждой посадки самолета, если не требуется выполнение более сложного вида технического обслуживания.

Послеполетное техническое обслуживание производится после посадки самолета в базовом аэропорту, если по налету часов не требуется более сложного вида технического обслуживания, и в конечном аэропорту после завершения рейса с посадками в двух и более промежуточных аэропортах или если время полета от базового аэропорта составило более 10 ч.

Предполетное техническое обслуживание производится перед вылетом самолета после выполнения периодического или профилактического технического обслуживания, а также если вылет производится через 12 и более часов после выполнения любой формы оперативного технического обслуживания. Работы по осмотру и обслуживанию приборов при любом виде оперативного технического обслуживания обеспечивают готовность самолета к полету в течение 12 ч с обязательным выполнением, непосредственно перед вылетом самолета, работ по обеспечению вылета.

Периодическое техническое обслуживание выполняется в базовых аэропортах через определенное количество часов налета. В зависимости от этого установлено несколько форм периодического технического обслуживания. В процессе эксплуатации эти формы совершенствуются.

Профилактическое техническое обслуживание выполняется в сроки, установленные приказами МГА. Для этого вида технического обслуживания установлена форма, номер которой следует за номером последней формы периодического технического обслуживания.

В процессе технического обслуживания приборного оборудования самолетов гражданской авиации иногда возникает необходимость в регулировке и проверке отдельных приборов. Эти работы выполняются в специализированных лабораториях (цехах) авиационной технической базы (АТБ) аэропорта.

Для проверок анероидно-манометрических приборов на самолете применяются переносные контрольно-поверочные установки. В гражданской авиации широко применяется КПУ-3, в которой имеется насос, создающий разрежение или избыточное давление, специальный насадок на приемник воздушного давления, пульт переключений и эталонные приборы скорости и высоты.

При проверках приборов в лабораториях АТБ используются стационарные контрольно-поверочные установки УМАП, УКАМП или установка другого типа. Комплект каждой такой установки включает вакуумный насос, помпу, электропривод, емкости давления и вакуума, панель с регулировочными кранами, контрольные приборы и съемную панель для установки проверяемых приборов.

1.16.2. Методика технического обслуживания

При послеполетном техническом обслуживании производится знакомство по бортовому журналу с замечаниями о работе приборного оборудования. Затем осуществляется внешний осмотр приемников полного и статического давлений, а также осмотр обшивки фюзеляжа в радиусе до 200 мм от приемников статического давления, датчика ДУА и других приемников.

На приемники статического давления устанавливают заглушки, на приемники полного давления надевают чехлы и на датчик ДУА — защитный кожух. Заглушки, чехлы и защитный кожух снабжены красными флажками. Выявленные в процессе знакомства и осмотра неисправности устраняются.

При предполетном техническом обслуживании внешним осмотром кабины экипажа убеждаются в исправности приборного оборудования. Проверяется соответствие показаний шкал барометрического давления высотомеров атмосфер-

ному давлению на аэродроме. Для высотомера ВД-10 допускается расхождение показаний ±1,5 мм рт. ст., а для высотомера ВД-20 — ±2 мм рт. ст. Если расхождения превышают допустимые величины, то высотомер подлежит снятию с самолета для регулировки и проверки. Затем контролируется наличие таблиц показаний высотомеров с учетом суммарных поправок в кассетах командира корабля, второго пилота и штурмана и совпадение номеров на таблицах с номерами на шкалах приборов.

После этого проверяется работоспособность анероидно-манометрических приборов от приемников полного и статического давлений и герметичность магистралей полного и статического давлений. При этой проверке используется переносная установка КПУ-3.

Для проверки работоспособности приборов от приемника полного давления переносную установку КПУ-3 подсоединяют к соответствующему приемнику полного давления. Кран «Давление-Вакуум» установки КПУ-3 устанавливают в положение «Давление» и путем вращения рукоятки в течение примерно 2 мин создают в установке давление.

Открывая кран «Давление» установки КПУ-3, постепенно создают в магистрали давление и наблюдают за движением стрелок приборов КУС и МС. Стрелки этих приборов должны перемещаться плавно, т. е. без затираний. При затираниях стрелок соответствующий прибор передается в лабораторию для ремонта.

Максимальное давление в магистрали должно соответствовать скорости 800 км/ч, измеряемой прибором КУС-1200, который установлен на установке КПУ-3. В момент превышения числа М максимально допустимого значения на приборной доске загорается сигнальная лампа «Превыш. макс. М». Для проверки герметичности системы полного давления в ней с помощью КПУ-3 создается давление, сответствующее скорости 600 км/ч. После этого на КПУ-3 закрываются краны «Давление» и «Атмосфера» и осуществляется наблюдение за положением стрелок приборов КУС-1200. Система считается герметичной, если стрелки находятся в неподвижном состоянии или в течение 3 мин отклоняются не более чем на 5 км/ч. При наличии негерметичности определяют ее место и устраняют.

При проверке работоспособности приборов от приемников статического давления установку КПУ-3 поочередно подсоединяют к приемникам статического давления левого и правого бортов с помощью переходника и шланга. Другой конец шланга подсоединяется к штуцеру С прибора КУС-1200, установленного на КПУ-3. Если с проверяемым приемником соединен приемник статического давления противоположного борта, то последний в этом случае надежно закрывается заглушкой.

Кран «Давление-Вакуум» установки КПУ-3 устанавливают в положение «Вакуум», а кран «Атмосфера» закрывают. Вращением рукоятки в КПУ-3 создают вакуум. Затем плавным открытием крана «Давление» на КПУ-3 создают вакуум в магистрали статического давления. Наибольший вакуум должен соответствовать скорости 800 км/ч по показаниям прибора КУС-1200, установленного на КПУ-3.

В процессе изменения вакуума наблюдают за плавностью хода стрелок приборов ВД, КУС, М и ВАР. Приборы считаются работоспособными, если их стрелки перемещаются плавно, без затираний. При наличии затираний в каком-либо из приборов последний передается в лабораторию для ремонта.

Герметичность статической системы проверяют созданием в ней с помощью КПУ-3 вакуума, соответствующего высоте 1 км. Затем на КПУ-3 закрывают кран «Давление» и в течение 2—3 мин наблюдают за показаниями приборов ВАР и КУС. Отклонение стрелки прибора ВАР не должно превышать более чем 0,5 м/с, а стрелки прибора КУС более чем 5 км/ч. При наличии негерметичности определяют ее место и устраняют.

Предполетное техническое обслуживание приборного оборудования заканчивается работами по обеспечению вылета, при выполнении которых снимаются чехлы с приемников полного давления, заглушки с приемников статического давления и защитный кожух с датчика ДУА.

Работоспособность анероидно-манометрических приборов от приемников полного и статического давлений основной системы, а также герметичность магистралей полного и статического давлений проверяются при всех формах периодического технического обслуживания. Работоспособность анероидно-манометрических приборов от резервной системы проверяется через каждые 200 ч налета.

При периодическом техническом обслуживании проверка анероидно-манометрических приборов производится в лабораторных условиях АТБ. Сроки проверки для каждого типа самолета указаны в Регламенте технического обслуживания спецоборудования самолета.

Рассмотрим методику проверки анероидно-манометрических приборов на установке УМАП. Принцип проверки основан на сравнении показаний проверяемого и контрольного приборов.

Проверка вариометров ВАР-30 и ВАР-75 производится по контрольному вариометру ВАР-75КИ. При этом проверяемый и контрольный приборы подключены к магистрали вакуума установки. Медленным открытием соответствующего крана «Вакуум» устанавливают нужную величину скорости подъема. Изменение высоты контролируют по контрольному высотомеру. По показаниям проверяемого и контрольного приборов определяют поправки на заданных отметках.

После окончания проверки прибора при подъеме устанавливают нужную величину скорости снижения. Изменение высоты контролируют по контрольному высотомеру. Определяют поправки при снижении. Результаты проверки вариометра заносят в его паспорт-таблицу проверки погрешностей. Прибор считается пригодным для дальнейшей эксплуатации, если его фактические поправки не превышают допустимые.

П р о в е р к а у к а з а т е л е й с к о р о с т и КУС-1200 и КУС-730/1100 производится по контрольному прибору КУС-1200КИ на высотах 0,4000, 8000, 12000 и 15000 м.

На нулевой высоте сравнивают показания индикаторной и истинной воздушной скорости проверяемого прибора с показаниями контрольного прибора при прямом и обратном ходе. На основании сравнений определяют поправки, которые затем заносят в соответствующие таблицы паспорта проверяемого прибора и сравнивают их с допустимыми поправками. Кроме того, на основании результатов проверки составляется график поправок к указателю индикаторной скорости. Этот график размещается на самолете в специальной кассете.

На высотах, отличных от нуля, сравнивают только показания истинной воздушной скорости проверяемого и контрольного приборов. Результаты этой проверки также заносят в паспорт проверяемого прибора и сравнивают фактические поправки с допустимыми, указанными в паспорте.

Прибор считается пригодным для дальнейшей эксплуатации, если его фактические поправки не превышают допустимые.

П р о в е р к а у к а з а т е л я ч и с л а М производится путем сравнения показаний проверяемого и контрольного приборов на нулевой высоте при прямом и обратном ходе. Результаты проверки заносят в паспорт проверяемого прибора и, если фактические поправки не превышают допустимые, прибор пригоден к эксплуатации.

П р о в е р к а в ы с о т о м е р а складывается из проверки герметичности корпуса прибора, проверки рассогласования положения стрелок высотомера со шкалой давлений и определения инструментальных поправок.

Для проверки герметичности в корпусе высотомера создают разрежение, соответствующее высоте 5000 м, перекрывают кран в магистрали, связанной с источником разрежения и, через одну минуту определяют смещение стрелки прибора с отметки 5000 м. Для приборов ВД-10 и ВД-20 герметичность считается удовлетворительной, если смещение стрелки прибора за 1 мин не превышает 100 м.

При проверке рассогласования положения стрелок высотомера со шкалой давлений устанавливают шкалу барометрического давления на отметку 760 мм рт. ст. и в корпусе прибора создают давление, равное 760 мм рт. ст. Затем большую стрелку высотомера устанавливают на нулевую отметку по шкале высот. Если при этом отклонение барометрической шкалы от отметки 760 мм рт. ст. превысит допустимое значение, то производится согласование положения стрелок по шкале высот со шкалой барометрического давления.

Допустимое рассогласование положения стрелок со шкалой давлений состав-

ляет не более ±1,5 мм рт. ст. для высотомера ВД-10 и не более ±2 мм рт. ст. — для высотомера ВД-20.

Проверка высотомеров для определения инструментальных поправок производится также путем сравнения показаний проверяемого прибора с контрольным при прямом и обратном ходе. Проверка производится на отметках, которые совпадают с установленными высотами эшелонов полета, т. е. на отметках от 0 до 6000 м через 300 м, затем до 9000 м через 600 м и от 9000 до 12000 м — через 1000 м. По результатам проверки определяют вариации и инструментальные поправки проверяемого прибора.

Инструментальные осредненные поправки высотомера, округленные до 5 м, заносят в графу 2 табл. 1.1. В эту таблицу записывают тип и номер высотомера и дату его проверки.

Таблица 1.1

РАСЧЕТ ПОКАЗАНИЙ ВЫСОТОМЕРА С УЧЕТОМ СУММАРНЫХ ПОПРАВОК

Высотомер тип ____________ № ____________

Самолет тип ____________ № ____________

Дата проверки ____________

Тип приемника статического давления

Высота полета, м	Инструментальные поправки, м	Аэродинамические поправки, м	Суммарные поправки, м	Показания высотомера с учетом суммарных поправок, м
1	2	3	4	5
0				
300				
600				
....				
....				
....				
6000				
6600				
7200				
....				
.....				
.....				
9000				
10000				
11000				
12000				

Проверка проводилась по контрольному манометру (барометру) типа ____________

____________ № ____________

Проверку высотомера произвел ____________
(подпись)

Расчет показаний высотомера с учетом суммарных поправок произвел ____________

____
(подпись)

Перед установкой высотомера на самолет в табл. 1.1 записывают тип и номер самолета и осредненные с округлением до 5 м аэродинамические поправки для крейсерских скоростей полета на высотах эшелонов (для самолетов МГА). Аэродинамические поправки берут из сводных таблиц и записывают в графу 3. Затем осредненные инструментальные и аэродинамические поправки суммируют.

Суммарная поправка округляется в большую сторону и со своим знаком заносится в графу 4 табл. 1.1 (величина, занесенная в графу 4, должна оканчиваться на нуль). Затем подсчитывают показания высотомера с учетом суммарных поправок, которые заносят в графу 5.

Табл. 1.1 является исходной для расчета табл. 1.2. После оформления табл. 1.1 ее первая и пятая графы переносятся в табл. 1.2.

Таблица 1.2

	Заданная высота полета, м	Показания высотомера, м	Заданная высота полета, м	Показания высотомера, м
Высотомер командира корабля	0		4500	
Показания высотомера с учетом суммарных поправок	300		4800	
Высотомер тип ________				
№________	600		5100	
Самолет тип ________				
№________	900		5400	
Дата проверки высотомера	1200		5700	
	1500		6600	
________				
Расчет произвел	1800		7200	
	2100		7800	
	2400		8400	
	2700		9000	
	3000		10000	
	3300		11000	
	3600		12000	
	3900			
	4200			

Табл. 1.1 и 1.2 подписывают ответственные специалисты, заполнившие их. Табл. 1.2 командир корабля пользуется в полете. Аналогичные таблицы составляются для высотомеров второго пилота и штурмана. Их размещают на самолете в месте, удобном для пользования.

1.16.3. Летная эксплуатация высотомеров

Перед полетом следует осмотреть высотомеры, нет ли повреждений стекол, корпуса и стрелок. Проверить наличие таблиц показаний высотомеров с учетом суммарных поправок и их соответствие установленным высотомерам. Убедиться, что контргайка кремальеры опломбирована.

Кремальерой шкалу барометрического давления установить на отметку 760 мм рт. ст., при этом подвижные треугольные индексы должны установиться на нулевой отметке шкалы. Допустимое отклонение от нулевой отметки ±10 м. Если подвижные индексы отклонились от нулевой отметки более чем на ±10 м, прибор необходимо заменить.

Перед взлетом при помощи кремальеры следует установить стрелки высотомера на нуль. При этом показания по барометрической шкале должны соответствовать атмосферному давлению аэродрома вылета в данный момент. Допускается отклонение не более чем на ±1,5 мм рт. ст. для высотомера ВД-10 и ±2,0 мм рт. ст. — для высотомера ВД-20.

После взлета и достижения высоты перехода установить на барометрической шкале высотомеров давление 760 мм рт. ст. После набора высоты эшелона необходимо выдерживать ее согласно таблице эшелонов. При изменении высоты эшелона барометрическая шкала остается на отметке 760 мм рт. ст.

На самолетах гражданской авиации с несколькими раздельными каналами измерения барометрической высоты производят осреднение показаний высотомеров.

При получении указания о занятии эшелона командир корабля по своему высотомеру выводит самолет на заданную высоту $H_{эш}$ и, выдерживая установленный режим полета по высоте и скорости, запрашивает у второго пилота и штурмана, на сколько показания их высотомеров отличаются от заданных по их таблицам.

Отклонение показаний высотомера второго пилота $\sigma H_{2п}$ и штурмана $\sigma H_{ш}$ записываются в бортжурнал штурманом. Если на самолете в состав экипажа штурман не входит, то эту обязанность выполняет второй пилот. Отклонение должно быть записано со знаком плюс, если показание высотомера больше заданного значения, и со знаком минус, — если оно меньше.

Осреднение показаний высотомеров производят в случаях, если $\sigma H_{2п}$ и $\sigma H_{ш}$ по абсолютной величине больше 30 м.

Вторичную поправку для высотомера командира корабля вычисляют по формуле

$$\Delta H = -\frac{\sigma H_{2п} + \sigma H_{ш}}{3} \qquad (1.63)$$

для самолетов, в состав экипажа которых входит штурман, и по формуле

$$\Delta H = -\frac{\sigma H_{2п}}{2} \qquad (1.64)$$

для самолетов, в состав экипажа которых не входит штурман.

После вычисления вторичной поправки по формулам (1.63) или (1.64) необходимо определить новое значение показаний заданной высоты высотомером командира корабля по формуле

$$H_{2пр} = H_{1пр} + \Delta H.$$

Это значение высоты записывают в бортжурнал. Командир корабля выводит самолет на высоту $H_{2пр}$ и убеждается в правильности вычисления вторичной поправки. Если при переходе на высоту $H_{2пр}$ отклонение показаний высотомера второго пилота и штурмана от заданных в их поправочных таблицах значений уменьшилось, то вычисление вторичной поправки выполнено правильно.

Отклонения показаний высотомеров $\sigma H_{2п}$ и $\sigma H_{ш}$ по абсолютной величине до 50 м на высотах менее 6000 м и до 100 м на высоте более 6000 м считаются допустимыми. Если эти условия не выполняются, то при прилете на аэродром приборы должны быть проверены.

При подходе к аэродрому посадки на высоте эшелона перехода установить шкалу барометрического давления на отметку, соответствующую атмосферному давлению аэродрома посадки, которое сообщается экипажу диспетчером.

1.16.4. Летная эксплуатация указателей скорости

Перед полетом следует осмотреть указатели скорости, проверить, нет ли повреждений стекол, корпусов, стрелок, окраски шкал и крепления приборов к приборным доскам. Проверить наличие графиков поправок к указателям индикаторной (приборной) скорости и исправность электрической цепи обогрева приемников полного давления.

В полете знание индикаторной скорости необходимо для целей пилотирования, а истинной воздушной скорости — для целей навигации.

При определении истинной воздушной скорости по широкой стрелке КУС-1200 или КУС-730/1100 необходимо в показания прибора вводить поправки на изменение плотности воздуха, температурную, на сжимаемость воздуха, аэродинамическую и инструментальную.

Поправка на изменение плотности и температуры воздуха вводится при помощи навигационной линейки НЛ-10. Поправки на сжимаемость воздуха и аэродинамическую определяют по соответствующим таблицам.

При определении истинной воздушной скорости по узкой стрелке необходимо в показания прибора ввести поправки: температурную, аэродинамическую и инструментальную.

На самолетах, оборудованных вентиляционной системой для удаления графитной пыли из носового отсека, в горизонтальном полете при питании приборов от резервной системы статического давления происходит завышение показаний высоты на 45—50 м, а скорости — на 20—25 км/ч.

Поэтому при полете по кругу, заходе на посадку нужно выдерживать скорость на 25 км/ч, а высоту — на 50 м более, чем указано в Руководстве по летной эксплуатации.

1.16.5. Летная эксплуатация вариометров

Перед полетом следует произвести внешний осмотр и убедиться, что нет видимых дефектов. Стрелка прибора должна находиться на нулевой отметке. Допускается отклонение ±0,5 м/с. Если стрелка вариометра отклонилась от нулевого положения более чем на 0,5 м/с, то техник по приборам юстировочным винтом устанавливает ее в нулевое положение.

В полете вариометр используют для выдерживания прямолинейного горизонтального полета. При горизонтальном полете стрелка вариометра удерживается на нулевой отметке. При нарушении горизонтального полета стрелка прибора отклоняется вверх или вниз.

При взлете или посадке необходимо следить за показаниями вариометра и не допускать превышения вертикальной скорости набора высоты или снижения. В момент перехода самолета в горизонтальный полет или из горизонтального полета на набор высоты или снижение необходимо учитывать запаздывание в показаниях вариометра.

1.16.6. Возможные отказы систем статического и полного давлений

При выполнении полетов в системе статического давления может произойти закупорка трубопроводов или нарушение ее герметичности. Закупорку трубопроводов определяют по постоянству показаний высотомера и вариометра при изменении режима полета. Негерметичность системы определяют по уменьшению показаний высотомера при неизменной высоте полета (показания высотомера и указателя высоты и перепада давлений становятся приблизительно равными).

В случае отказа системы статического давления приборов, установленных на приборной доске командира корабля, из-за закупорки трубопроводов командир корабля предупреждает второго пилота и производит продувку основной системы статического давления. Для этого он устанавливает ручку крана статики в положение «Продувка основана» и через 10—15 с после продувки — в положение «Статика основная».

Если не восстанавливается нормальная работа приборов, необходимо ручку крана статики перевести в положение «Статика резерв». Если и в этом случае не восстанавливается нормальная работа приборов, то следует произвести продувку резервной системы статического давления, установив ручку крана статики в положение «Продувка резервная», а после продувки — в положение «Статика резервная».

В случае закупорки системы статического давления группы приборов, установленных на приборной доске второго пилота, второй пилот докладывает об этом командиру корабля и по его команде приступает к восстановлению нормальной работы приборов вышеуказанным способом.

Если после переключения с основной системы статического давления на резервную не восстанавливается нормальная работа приборов, то необходимо уменьшить высоту полета до 4000 м, после чего разгерметизировать кабину. Высоту полета в этом случае определяют по указателю УВПД-5К.

При негерметичности системы статического давления пользоваться показаниями высотомеров, указателей скорости и вариометров можно только после разгерметизации кабины.

Отказ системы полного давления вследствие закупорки трубопроводов определяют по отсутствию изменений в показаниях указателей скорости при изменении режима полета, а при нарушении герметичности системы — по установке стрелок приборов на нуль.

При обнаружении ненормальной работы указателей скорости из-за отказа системы полного давления необходимо кран переключения динамики установить в положение «Резервный». Проверить, включен ли обогрев приемника полного давления (ППД-1). Если обогрев не включен, то включить и через 2—3 мин переключить кран динамики на основную систему. Если не восстановилась нормальная работа приборов, то кран динамики переключить на резервную линию.

Глава 2

ЭЛЕМЕНТЫ ПРИКЛАДНОЙ ТЕОРИИ ГИРОСКОПИЧЕСКИХ ПРИБОРОВ

2.1. ГИРОСКОП И ЕГО ИСПОЛЬЗОВАНИЕ В ТЕХНИКЕ

Термин гироскоп в переводе с греческого означает — вижу вращение. Он был введен французским ученым Л. Фуко, который в 1852 г. с помощью гироскопа демонстрировал суточное вращение Земли.

Гироскопом принято называть симметричное относительно оси вращения быстро вращающееся тело, ось которого имеет возможность изменять свое положение в пространстве*. На рис. 2.1 изображен гироскоп с кардановым подвесом.

Приборы, использующие свойства гироскопов, называются гироскопическими.

С помощью гироскопических приборов на самолете определяют его положение относительно земного горизонта, отклонение от заданного курса; в автопилоте гироскопы — чувствительные элементы, реагирующие на отклонение самолета от заданного режима полета.

Рис. 2.1. Гироскоп с тремя степенями свободы:

1—ротор; *2*—ось собственного вращения; *3*—внутренняя рама карданова подвеса; *4*—внешняя рама карданова подвеса; *5*—внутренняя ось подвеса; *6*—внешняя ось подвеса

2.2. КОРИОЛИСОВО УСКОРЕНИЕ И ГИРОСКОПИЧЕСКИЙ МОМЕНТ

Предположим, что имеется плоскость, которая может поворачиваться вокруг некоторой точки O с угловой скоростью $\bar{\omega}$ (рис. 2.2, *а*). На этой плоскости пусть находится точка A, которая перемещается по радиусу с постоянной скоростью $\bar{V}_1$. Очевидно, точка A будет одновременно участвовать в двух движениях: переносном с угловой скоростью $\bar{\omega}$ и относительном со скоростью $\bar{V}_1$.

* Это относится только к классическим гироскопам, имеющим маховик или ротор, который быстро вращается вокруг своей оси. В настоящее время известны и другие типы гироскопов, где нет вращающегося ротора, например, вибрационные, лазерные, атомные и др.

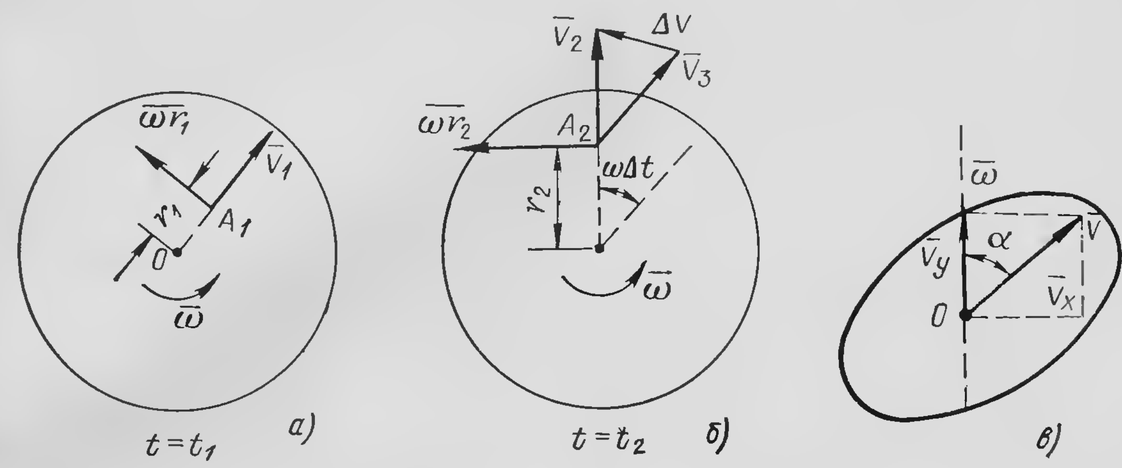


Рис. 2.2. К определению ускорения Кориолиса

В момент времени $t=t_1$ точка A находится в точке A_1, отстоящей от центра вращения платформы на величину r_1. Через некоторый малый промежуток времени Δt точка A окажется в положении A_2 (рис. 2.2,*б*), куда она попадает в результате перемещения по плоскости на расстояние, равное $V_1\Delta t$, и повернется вместе с плоскостью на угол, равный $\omega\Delta t$. Если в момент времени $t=t_1$ переносная скорость точки A была равна ωr_1, то при $t=t_1+\Delta t=t_2$ она уже будет равна ωr_2, где r_2 — расстояние точки A от точки O при $t=t_2$.

Совершенно очевидно, что $\omega r_1<\omega r_2$, т. е. произошло изменение переносной скорости за счет относительной, следовательно, в этом случае было ускорение

$$a_1=\frac{|\overline{\omega r_2}|-|\overline{\omega r_1}|}{\Delta t}=\left|\frac{\omega(r_2-r_1)}{\Delta t}\right|, \qquad (2.1)$$

в то же время $r_2—r_1$ — это расстояние, которое прошла точка A за время Δt. Тогда из уравнения (2.1) имеем

$$a_1=\frac{V_1\Delta t\omega}{\Delta t}=\omega V_1. \qquad (2.2)$$

Кроме того, изменилось положение в пространстве вектора относительной скорости $\bar{V}_1$, теперь он занял положение $\bar{V}_2$, следовательно, $\bar{V}_1\neq\bar{V}_2$, хотя $|\bar{V}_1|=|\bar{V}_2|$.

Если произошло изменение относительной скорости за счет переносной, то существует ускорение a_2, которое можно выразить как

$$a_2=\frac{\bar{V}_2-\bar{V}_1}{\Delta t}=\frac{\Delta\bar{V}}{\Delta t}. \qquad (2.3)$$

Модуль $\Delta\bar{V}$ можно определить, если рассмотреть равнобедренный треугольник, составленный векторами $\bar{V}_2$, $\bar{V}_3$ и $\Delta\bar{V}$, причем

$\overline{V}_3=\overline{V}_1$, а угол, составленный векторами $\overline{V}_2$ и $\overline{V}_3$, равен $\omega\Delta t$. Из указанного треугольника

$$\frac{1}{2}\Delta V=V\sin\frac{1}{2}\omega\Delta t$$

при малом угле $\omega\Delta t$ имеем

$$\Delta V=V\omega\Delta t. \tag{2.4}$$

Из уравнения (2.3) с учетом формулы (2.4) получаем

$$a_2=\frac{V\omega\Delta t}{\Delta t}=V\omega. \tag{2.5}$$

Таким образом, полное ускорение, которое возникает при участии какой-либо массы одновременно в двух движениях — относительном и переносном — выражается, как

$$a_к=a_1+a_2=2V\omega \tag{2.6}$$

и называется поворотным или кориолисовым ускорением.

Направление действия кориолисового ускорения определяется поворотом вектора относительной скорости на 90° в сторону переносного вращения. Формула (2.6) справедлива только для случая, когда вектор $\overline{V}$ перпендикулярен вектору $\overline{\omega}$.

Если же между этими векторами имеется угол, отличный от 90°, как изображено на рис. 2.2, *в*, то, разложив вектор $\overline{V}$ на вертикальную $\overline{V}_y$ и горизонтальную $\overline{V}_x$ составляющие, будем иметь

$$a_к=2\omega V_x=2\omega V\sin\alpha=2\omega V\sin(\widehat{\overline{\omega},\overline{V}}). \tag{2.7}$$

Зависимость (2.7) позволяет определить величину ускорения Кориолиса для общего случая.

Теперь рассмотрим быстро вращающееся тело, которое участвует еще в одном движении.

Пусть имеется ротор, угловая скорость вращения которого равна Ω, радиус его R, а толщина h (рис. 2.3,*а*). Ротор вращается в подшипниках, укрепленных на платформе, которая совершает движение вокруг оси y с некоторой угловой скоростью $\omega=\text{const}$.

Собственная угловая скорость ротора намного больше угловой скорости платформы. Рассмотрим поведение такой системы.

Выделим из тела ротора некоторый элементарный объем (рис. 2.3,*б*) с размерами: h — толщина, $\Delta\varrho$ — высота, $\varrho\Delta\varphi$ — основание, где ϱ — расстояние от оси вращения z до основания выделенного объема; $\Delta\varphi$ — малый угол, образованный боковыми сторонами объема; φ — угол, составленный осью x и элементарным объемом. Элементарный объем будет обладать относительной окружной скоростью

$$V=\Omega\varrho \tag{2.8}$$

и угловой скоростью ω_y, следовательно, ему будет сообщено кориолисово ускорение

$$a_к=2V\omega_y\sin\alpha, \tag{2.9}$$

где угол α составлен векторами $\overline{V}$ и $\overline{\omega}$.

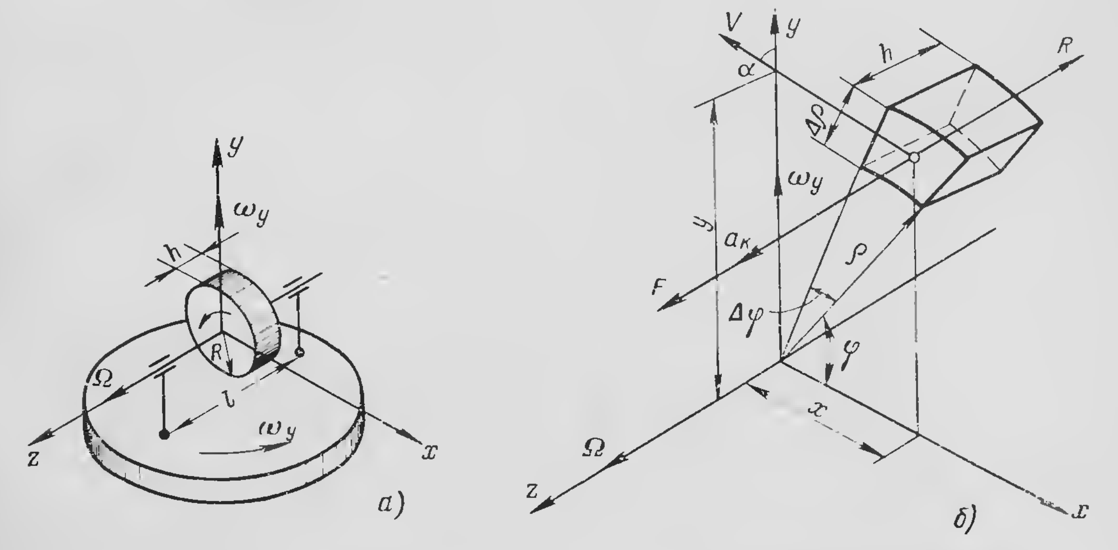


Рис. 2.3. К выводу уравнения гироскопического момента

Из рис. 2.3, *б* видно, что углы $\varphi=\alpha$, как образованные взаимно перпендикулярными сторонами. Тогда зависимость (2.9) будет

$$a_к=2V\omega_y\sin\varphi. \tag{2.10}$$

Поскольку имеется ускорение, то существует и сила F, вызвавшая его:

$$F=ma_к. \tag{2.11}$$

Выразим массу элементарного объема через его удельный вес γ и объем:

$$m=\frac{\gamma}{g}\Delta\varrho h\varrho\Delta\varphi, \tag{2.12}$$

где g — ускорение силы тяжести.

Тогда сила F с учетом формул (2.8), (2.10), (2.11) и (2.12) будет равна

$$F=\frac{\gamma}{g}\Delta\varrho h\varrho\Delta\varphi 2\Omega\varrho\omega_y\sin\varphi.$$

Силе F будет противодействовать сила инерции $F_и$, которая равна ей по величине, но направлена в противоположную сторону. Очевидно, сила $F_и$ будет создавать моменты: относительно оси x мо-

мент $M_{гx}$ и относительно оси y момент $M_{гy}$. Плечо для момента $M_{гx}$ можно выразить как $y=\varrho \sin \varphi$;
а для $M_{гy}$

$$x=\varrho \cos \varphi.$$

Тогда моменты $M_{гx}$ и $M_{гy}$ будут равны

$$M_{гx}=F_{и}y=2\Omega\omega_y \frac{\gamma}{g} h\varrho^3\Delta\varrho \sin^2 \varphi\Delta\varphi;$$

$$M_{гy}=F_{и}x=2\Omega\omega_y \frac{\gamma}{g} h\varrho^3\Delta\varrho \sin\varphi\cos\varphi\Delta\varphi. \qquad (2.13)$$

Такие моменты будут возникать в каждой точке ротора. Поэтому суммарные моменты, создаваемые всей массой ротора, можно выразить следующим образом:

$$\sum M_{гx}=2\Omega\omega_y \frac{\gamma}{g} h \int_0^R \varrho^3\Delta\varrho \int_0^{2\pi} \sin^2 \Delta\varphi;$$

$$\sum M_{гy}=2\Omega\omega_y \frac{\gamma}{g} h \int_0^R \varrho^3\Delta\varrho \int_0^{2\pi} \sin\varphi\cos\varphi\Delta\varphi.$$

Вычислим эти интегралы:

$$\sum M_{гy}=2\Omega\omega_y \frac{\gamma}{g} h \left[\frac{\varrho^4}{4}\Big|_0^R\right]\left[\frac{1}{2}\sin^2\varphi\Big|_0^{2\pi}\right]=0;$$

$$\sum M_{гx}=2\Omega\omega_y \frac{\gamma}{g} h \left[\frac{\varrho^4}{4}\Big|_0^R\right]\left[\left(\frac{1}{2}\varphi-\frac{1}{4}\sin 2\varphi\right)\Big|_0^{2\pi}\right]=$$

$$=2\Omega\omega_y h \frac{\gamma}{g} \frac{R^4}{4}\pi=\Omega\omega_y \frac{\gamma}{g} \pi R^2 h \frac{R^2}{2}. \qquad (2.14)$$

Нетрудно заметить, что выражение $\frac{\gamma}{g}\pi R^2 h$ представляет собой массу ротора $m_р$. Тогда формулу (2.14) можно записать так:

$$\sum M_{гx}=\Omega\omega_y m_р \frac{R^2}{2}. \qquad (2.15)$$

В то же время выражение $m_р \frac{R^2}{2}$ есть момент инерции ротора I относительно оси z

$$\sum M_{гx}=\Omega\omega_y I_z. \qquad (2.16)$$

Из выражения (2.16) следует, что если ротор, вращающийся с большой угловой скоростью вокруг главной оси, еще поворачивать вокруг оси, перпендикулярной главной оси, возникает момент сопротивления, который стремится совместить главную ось с осью вынужденного вращения по кратчайшему расстоянию. Этот момент называется гироскопическим. Величина гироскопического момента зависит от угловой скорости собственного вращения ротора и его момента инерции относительно той же оси. Произведение $I_z\Omega$ называется кинетическим моментом и обозначается буквой H:

$$M_г=H\omega_y. \qquad (2.17)$$

Величина гироскопического момента должна учитываться при расчете различных вращающихся деталей машин. Так, например, гироскопический момент возникает у самолетных двигателей при угловых отклонениях самолета относительно поперечной и вертикальной осей. Большие гироскопические моменты также возникают и у несущих винтов вертолетов и т. д. Вычислим величину гироскопического момента для конкретного примера.

Пример. Имеется ротор диаметром $D=0{,}05$ м и толщиной $h=0{,}02$ м, частота его вращения n вокруг оси z равна 22000 об/мин (2303 рад/с). Материал ротора имеет удельный вес $\gamma=76492$ Н/м³. Платформа, на которой укреплены подшипники ротора, вращается вокруг оси y со скоростью $\omega_y=0{,}175$ рад/с. Расстояние между подшипниками $l=0{,}04$ м (см. рис. 2.3, *а*). Определим реакцию подшипников от гироскопического момента и собственной массы ротора.

Масса ротора

$$G=\frac{\pi D^2 h\gamma}{4}=\frac{3{,}14\cdot 0{,}0025\cdot 0{,}02\cdot 76492}{4}=3H.$$

Если считать, что ротор расположен на одинаковом расстоянии от обоих подшипников, то сила реакции подшипников $R_п$ от массы ротора будет

$$R_п\frac{G}{2}=\frac{3}{2}=1{,}5H.$$

Теперь определим силу реакции подшипников $R_г$ от гироскопического момента, для этого найдем:

момент инерции ротора I_z относительно оси z:

$$I_z=m\frac{R^2}{2}=\frac{GR^2}{g2}=\frac{3\cdot 0{,}000625}{9{,}81\cdot 2}=0{,}00009 \text{ Н·м·с}^2;$$

кинетический момент ротора H

$$H=I_z\Omega=0{,}00009\cdot 2303=0{,}207 \text{ Н·м·с};$$

гироскопический момент при этом будет

$$M_г=H\omega_y=0{,}207\cdot 0{,}175=0{,}036 \text{ Н·м}.$$

Тогда нагрузка $R_г$ на каждый подшипник от гироскопического момента будет равна

$$R_г=M_г/l=\frac{0{,}036}{0{,}04}=0{,}9 \text{ Н}.$$

Как видно из расчета, нагрузка на подшипники от гироскопического момента составляет соизмеримую величину с нагрузкой от веса ротора и при некоторых условиях может и превышать ее.

2.3. СОСТАВЛЕНИЕ УРАВНЕНИЙ ДВИЖЕНИЯ ГИРОСКОПА С ТРЕМЯ СТЕПЕНЯМИ СВОБОДЫ

В прикладной теории гироскопов для составления дифференциальных уравнений движения гироскопа пользуются обычно тремя методами: Эйлера, основанном на законе моментов, Лагранжа, при котором вычисляется кинетическая энергия движущейся системы, и методом кинетостатики.

Метод кинетостатики заключается в том, что задача динамики сводится к задаче статики посредством условного присоединения сил инерции к силам, приложенным к системе, т. е. используется принцип Даламбера. Для вращательного движения этот принцип может быть сформулирован следующим образом.

В любое время движения материальной точки сумма моментов всех внешних сил относительно какой-либо оси и моментов сил инерции относительно той же оси равна нулю.

Представим себе гироскоп, имеющий три степени свободы, собственное вращение вокруг оси Oz, движение вокруг оси внешней рамы Oy и движение вокруг оси внутренней рамы Ox (см. рис. 2.1). С центром масс ротора гироскопа совместим начало неподвижной системы координат $O\xi\eta\varsigma$ (рис. 2.4), при этом в исходном положении совпадают оси $O\xi$ с осью внутренней рамы: $O\zeta$ — с осью собственного вращения гироскопа и $O\eta$ с осью наружной рамы.

Рис. 2.4. К составлению уравнений движения гироскопа с тремя степенями свободы

Зададимся еще подвижной системой координат $Oxyz$ с началом тоже в центре масс гироскопа. Оси подвижной системы координат в начальный момент соответственно совпадают: Ox с $O\xi$; Oy с $O\eta$; Oz с $O\varsigma$. Подвижная система координат связана с внутренней рамой карданова подвеса и не вращается вокруг оси Oz, а может поворачиваться только вокруг оси внутренней и внешней рамы. Такая система координат получила название системы осей Резаля.

Положение главной оси гироскопа Oz относительно неподвижной системы координат определяется двумя углами: углом α — (поворот вокруг оси внешней рамы) и углом β (поворот вокруг оси внутренней рамы).

Все действующие моменты, ускорения скорости будем изображать векторами, причем так, что если смотреть с конца вектора, то движение должно происходить против часовой стрелки. Углы также будем изображать вектором, перпендикулярным к плоскости, в которой происходит разворот, причем если смотреть с конца вектора, изображающего угол, то поворот должен происходить против часовой стрелки.

За положительное направление вектора принимается вектор, обозначающий движение против часовой стрелки.

Сообщим ротору вращение с большой угловой скоростью Ω, приложив к его главной оси момент $M_{\text{вр}}$. Этому моменту будет противодействовать момент инерционных сил

$$M_I^z = I_z\dot{\Omega},$$

где I_z — момент инерции ротора относительно оси Oz.

Моменты трения по осям карданова подвеса при составлении уравнений движения гироскопа учитывать не будем ввиду их малости по сравнению с рассматриваемыми моментами.

Теперь приложим к оси внешней рамы положительный момент M_y, под действием которого вся система повернется на некоторый угол α, угловая скорость при этом движении будет $\dot{\alpha}$, угловое ускорение $\ddot{\alpha}$. Момент от инерционных сил будет равен

$$M_I^y = I_y\ddot{\alpha},$$

где I_y — момент инерции всей системы внешней и внутренней рам карданова подвеса и ротора гироскопа относительно оси Oy.

Момент M_I^y имеет направление, противоположное моменту M_y. Теперь ротор уже участвует в двух движениях со скоростью $\dot{\Omega}$ вокруг оси собственного вращения и со скоростью $\dot{\alpha}$ вокруг оси Oy, следовательно, появится гироскопический момент

$$M_{\text{г}}^{\alpha} = H\dot{\alpha},$$

который будет стремиться совместить ось собственного вращения Oz с осью действия момента M_y.

И, наконец, приложим момент M_x к оси Ox, в результате чего появится угловое ускорение $\ddot{\beta}$, угловая скорость $\dot{\beta}$, угол β и противодействующий момент от инерционных сил

$$M_y^x = I_x\ddot{\beta},$$

где I_x — момент инерции внутренней рамы и ротора гироскопа относительно оси Ox. При этом возникнет также гироскопический момент

$$M_{\text{г}}^{\beta} = H\dot{\beta}.$$

Просуммируем все моменты, действующие по осям Резаля z, y, x и приравняем полученные выражения нулю соответственно:

$$\left.\begin{aligned} &M_{\text{вр}} - M_I^z = 0;\\ &M_y - I_y\ddot{\alpha} + H\dot{\beta} = 0;\\ &M_x - I_x\ddot{\beta} - H\dot{\alpha} = 0. \end{aligned}\right\} \qquad (2.18)$$

Поскольку движение главной оси гироскопа определяется только вторым и третьим уравнениями системы (2.18), то окончательно имеем дифференциальные уравнения движения гироскопа

$$\left.\begin{aligned} &I_y\ddot{\alpha} - H\dot{\beta} = M_y;\\ &I_x\ddot{\beta} + H\dot{\alpha} = M_x. \end{aligned}\right\} \qquad (2.19)$$

Если же не учитывать инерционные члены в этих уравнениях, то получим

$$-H\dot{\beta} = M_y; \qquad H\dot{\alpha} = M_x. \qquad (2.20)$$

Иногда уравнения (2.20) называют прецессионными уравнениями гироскопа.

2.4. ДВИЖЕНИЕ ГИРОСКОПА ПОД ДЕЙСТВИЕМ ИМПУЛЬСА МОМЕНТА

Рассмотрим поведение гироскопа под действием мгновенно приложенного к нему момента внешних сил, т. е. импульса момента. На рис. 2.5 показано, что сила P создает момент M_x вокруг оси x, а сила P_1 — момент M_y вокруг оси y. Моменты M_x и M_y прикладываются мгновенно, ударом. Уравнения, описывающие движение гироскопа под действием этих моментов, будут иметь вид

$$\left.\begin{aligned} &I_y\ddot{\alpha} - H\dot{\beta} = 0;\\ &I_x\ddot{\beta} + H\dot{\alpha} = 0. \end{aligned}\right\} \qquad (2.21)$$

В правой части уравнений стоит нуль, это означает, что в рассматриваемый период моменты на гироскоп не действуют.

В момент времени $t=0$, $\alpha=0$, $\beta=0$ в то же время под действием момента M_x возникает угловая скорость $\dot{\beta}_0$ вокруг оси x, а под действием момента M_y — угловая скорость $\dot{\alpha}_0$. Это будут начальные условия для нашего случая. Решим систему уравнений (2.21) относительно углов α и β, характеризующих движение главной оси гироскопа.

Из второго уравнения системы (2.21) определяем

$$\dot{\alpha}=-\frac{I_x\ddot{\beta}}{H}. \qquad (2.22)$$

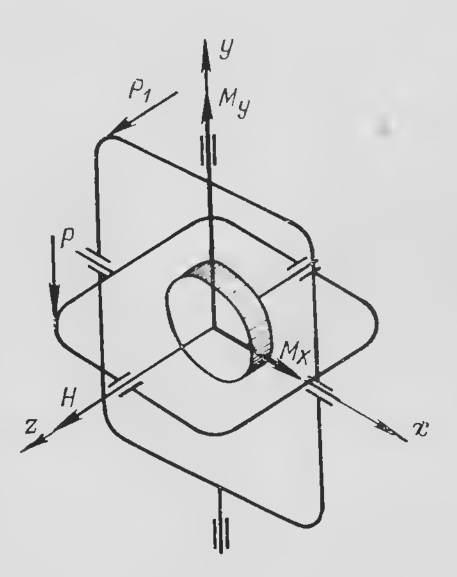


Рис. 2.5. К определению движения гироскопа

Дифференцируем уравнение (2.22) по времени и подставляем его в первое уравнение системы (2.21):

$$\ddot{\alpha}=\frac{I_x\dddot{\beta}}{H}; \quad -\frac{I_xI_y\dddot{\beta}}{H}-H\dot{\beta}=0;$$

преобразуем

$$\dddot{\beta}+n^2\dot{\beta}=0, \qquad (2.23)$$

где

$$n^2=\frac{H^2}{I_xI_y}.$$

Характеристическое уравнение для выражения (2.23) будет

$$p^3+n^2p=0.$$

Находим корни $p(p^2+n^2)=0$

$$p_1=0; \; p_2=-in; \; p_3=+in. \qquad (2.24)$$

Решение системы (2.21) относительно β имеет вид:

$$\beta=C_1\cos nt+C_2\sin nt+C_3, \qquad (2.25)$$

где C_1, C_2, C_3 — произвольные постоянные.

Для определения угла α дважды продифференцируем уравнение (2.25) по времени и подставим в формулу (2.22):

$$\dot{\beta}=-C_1n\sin nt+C_2n\cos nt;$$

$$\ddot{\beta}=-C_1n^2\cos nt-C_2n^2\sin nt; \qquad (2.26)$$

$$\dot{\alpha}=\frac{I_x}{H}C_1n^2\cos nt+\frac{I_x}{H}C_2n^2\sin nt. \qquad (2.27)$$

Найдем угол α, проинтегрировав правые и левые части уравнения (2.27):

$$\alpha=\frac{I_x}{H}C_1n\sin nt-\frac{I_x}{H}C_2n\cos nt+C_4, \qquad (2.28)$$

где C_4 — постоянная интегрирования.

Таким образом, решением системы (2.21) будут выражения (2.25) и (2.28). Определим все произвольные постоянные, для чего решим систему уравнений, содержащую их с учетом начальных условий $\alpha=\beta=0$ при $t=0$.

Тогда из уравнения (2.25) получим

$$0=C_1+C_3, \qquad (2.29)$$

а из уравнения (2.28)

$$0=-\frac{I_x}{H}C_2n+C_4; \qquad (2.30)$$

при $t=0$, $\dot{\alpha}=\dot{\alpha}_0$, $\dot{\beta}=\dot{\beta}_0$ из выражения (2.27) имеем

$$\dot{\alpha}_0=\frac{I_x}{H}C_1n^2, \qquad (2.31)$$

а из системы уравнений (2.26)

$$\dot{\beta}_0=C_2n. \qquad (2.32)$$

Решая систему из четырех уравнений (2.29) — (2.32) с учетом n^2, получаем значения произвольных постоянных:

$$\left.\begin{aligned} C_1&=\frac{I_y}{H}\dot{\alpha}_0; & C_3&=\frac{I_y}{H}\dot{\alpha}_0; \\ C_2&=\frac{\sqrt{I_xI_y}}{H}\dot{\beta}_0; & C_4&=\frac{I_x}{H}\dot{\beta}_0. \end{aligned}\right\} \qquad (2.33)$$

Окончательно решение системы (2.21) после подстановки в уравнения (2.25) и (2.28) значений произвольных постоянных из выражений (2.33) можно записать следующим образом:

$$\left.\begin{aligned} \alpha&=\frac{\sqrt{I_xI_y}}{H}\dot{\alpha}_0\sin\frac{H}{\sqrt{I_xI_y}}t-\frac{I_x}{H}\dot{\beta}_0\cos\frac{H}{\sqrt{I_xI_y}}t+\frac{I_x}{H}\dot{\beta}_0; \\ \beta&=\frac{I_y}{H}\dot{\alpha}_0\cos\frac{H}{\sqrt{I_xI_y}}t+\frac{\sqrt{I_xI_y}}{H}\dot{\beta}_0\sin\frac{H}{\sqrt{I_xI_y}}t-\frac{I_y}{H}\dot{\alpha}_0. \end{aligned}\right\} \qquad (2.34)$$

Решение системы уравнений определяет траекторию движения главной оси гироскопа под действием удара.

Пользуясь формулами (2.34), можно построить траекторию движения главной оси гироскопа. С целью упрощения этой операции сделаем некоторые допущения. Предположим, что во-первых, мгновенный импульс сил приложен только по одной оси, например x, тогда $P_1=0$ и $\dot{\alpha}_0=0$, и, во-вторых, моменты инерции рам карданова подвеса незначительны по сравнению с моментами инерции ротора гироскопа, поэтому их учитывать не будем. Моменты инерции самого ротора относительно осей x и y, как видно из рис. 2.5, равны, и можно записать

$$I_x=I_y=I.$$

С учетом принятых допущений система (2.34) будет иметь вид:

$$\left.\begin{aligned} \alpha-\frac{I}{H}\dot{\beta}_0&=-\frac{I}{H}\dot{\beta}_0\cos\frac{H}{I}t;\\ \beta-0&=\frac{I}{H}\dot{\beta}_0\sin\frac{H}{I}t. \end{aligned}\right\} \tag{2.35}$$

Возведем левые и правые части каждого уравнения системы (2.35) в квадрат и сложим их:

$$\left(\alpha-\frac{I}{H}\dot{\beta}_0\right)^2+(\beta-0)^2=\frac{I^2}{H^2}\dot{\beta}_0^2. \tag{2.36}$$

Полученное уравнение (2.36) является уравнением окружности с координатами ее центра $\alpha_{01}=\frac{I}{H}\dot{\beta}_0$; $\beta_{01}=0$ и радиусом $R=\frac{I}{H}\dot{\beta}_0$.

При малых углах α_{01}, α, β_{01}, β угловые координатыш центра окружности могут быть с достаточным приближением заменены прямоугольными координатами на плоскости (рис. 2.6). Таким образом, при действии на гироскоп мгновенного импульса сил — удара — его главная ось движется по образующей конуса, а ее конец — по окружности с радиусом, пропорциональным моменту инерции гироскопа относительно ее главной оси и обратно пропорциональным кинетическому моменту гироскопа и центром, смещенным от начального положения на величину радиуса. Это движение, называемое нутационным, происходит с очень малым радиусом и большой круговой частотой, так как в реальных гироскопах $H\gg I$.

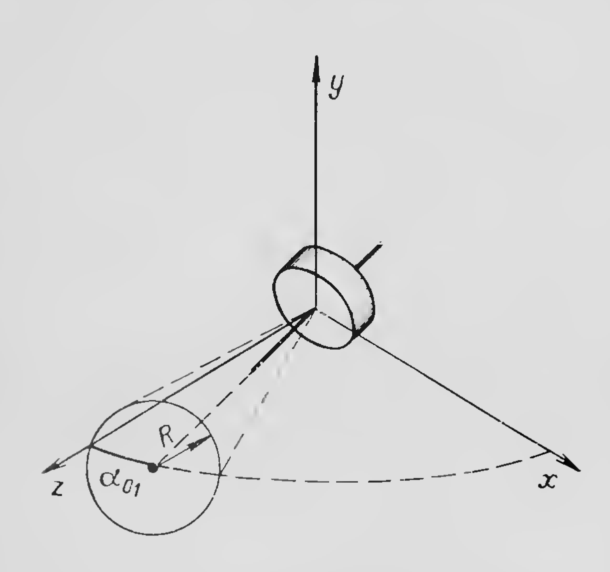


Рис. 2.6. Траектория движения гироскопа под действием мгновенного импульса силы

Если не делать допущения о равенстве моментов инерции I_x и I_y, то траектория конца главной оси гироскопа будет представлять собой эллипс, размеры осей которого зависят от моментов инерции I_x и I_y.

Из сказанного следует, что гироскоп с тремя степенями свободы устойчив к удару и реагирует на него только нутационным движением или нутационными колебаниями с очень большой круговой частотой и малой амплитудой. Амплитуда этих колебаний уменьшается, а частота растет при увеличении кинетического момента гироскопа. Энергия колебаний невелика, и они быстро затухают за счет моментов трения в осях карданова подвеса.

Определим параметры нутационных колебаний для конкретного случая.

Пример. Возьмем гироскоп диаметром 0,05 м толщиной 0,02 м с частотою вращения 22 000 об/мин. Удельный вес материала ротора 76492 Н/м³. Расстояние между подшипниками 0,04 м.

Определим нутационные колебания, если на гироскоп действуют мгновенный момент вокруг оси x и скорость $\dot{\beta}_0=6$ град/с$=0{,}104$ рад/с.

Моменты инерции ротора гироскопа относительно осей x и y будут

$$I_x=I_y=\frac{G}{4g}\left(\frac{D^2}{4}+\frac{h^2}{3}\right)=\frac{3}{4\cdot 9{,}81}\left(\frac{0{,}0025}{4}+\frac{0{,}0004}{3}\right)=0{,}00005\ \text{Н·м·с}^2.$$

Амплитуда нутационных колебаний, или радиус кругового движения, определится согласно уравнению (2.36):

$$R=\frac{I_x}{H}\dot{\beta}_0=\frac{0{,}00005\cdot 0{,}104}{0{,}207}=0{,}000025\ \text{рад}.$$

Кинетический момент гироскопа $H=0{,}207$ Н·м·с берем из примера разд. 2.2.

Из системы уравнений (2.35) круговая частота нутационных колебаний n и период T будет

$$n=\frac{H}{I_x}=\frac{0{,}207}{0{,}00005}=4140\ \text{рад/с};$$

$$T=\frac{2\pi}{n}=\frac{2\cdot 3{,}14}{4140}=0{,}0015\ \text{с}.$$

Как видно из примера, реакция гироскопа на удар выражается в ничтожно малых отклонениях, поэтому гироскоп с тремя степенями свободы считается устойчивым по отношению к нагрузкам, действующим очень короткое время.

2.5. ДВИЖЕНИЕ ГИРОСКОПА ПОД ДЕЙСТВИЕМ ПОСТОЯННО ДЕЙСТВУЮЩИХ МОМЕНТОВ

Рассмотрим поведение гироскопа, когда по оси x карданова подвеса действует момент M_x, а по оси y — момент M_y. Используем для этого систему уравнений (2.19):

$$I_y\ddot{\alpha}-H\dot{\beta}=M_y;\ I_x\ddot{\beta}+H\dot{\alpha}=M_x. \tag{2.37}$$

В момент времени $t=0$ углы $\alpha=\beta=0$, а момент M_x создает относительно оси x угловое ускорение $\ddot{\beta}=M_x/I_x$, соответственно момент

M_y — угловое ускорение $\ddot{\alpha}=M_y/I_y$. Это будут начальные условия для нашего случая. Решим систему уравнений (2.37).

Из второго уравнения системы (2.37) находим

$$\dot{\alpha}=\frac{M_x-I_x\ddot{\beta}}{H}. \tag{2.38}$$

Продифференцируем полученное выражение и подставим его в первое уравнение системы (2.37):

$$\ddot{\alpha}=-\frac{I_x\dddot{\beta}}{H}, \quad \frac{I_xI_y}{H}\dddot{\beta}+H\dot{\beta}=-M_y$$

или

$$\dddot{\beta}+n^2\dot{\beta}=-\frac{M_y}{I_xI_y}H, \tag{2.39}$$

где $n^2=\frac{H^2}{I_xI_y}$.

Уравнение (2.39) является линейным неоднородным дифференциальным уравнением с постоянными коэффициентами, в котором правая часть — постоянная величина. Решением этого уравнения является сумма частного и общего решений:

$$\beta=\beta_ч+\beta_{общ}.$$

Частное решение находим делением правой части уравнения (2.39) на коэффициент при низшей производной и умножением на время в степени порядка низшей производной:

$$\beta_ч=-\frac{M_y}{H}t.$$

Найдем общее решение, определив корни уравнения (2.39) из характеристического уравнения

$$p^3+n^2p=0.$$

Теперь общее решение будет иметь вид

$$\beta_{общ}=C_1\cos nt+C_2\sin nt+C_3,$$

где C_1, C_2, C_3 — произвольные постоянные.

Полное решение системы уравнений (2.37) относительно угла β получим в следующем виде:

$$\beta=C_1\cos nt+C_2\sin nt-\frac{M_y}{H}t+C_3. \tag{2.40}$$

Для решения системы уравнений (2.37) относительно угла α продифференцируем дважды уравнение (2.40) и подставим его в формулу (2.38):

$$\ddot{\beta}=-n^2(C_1\cos nt+C_2\sin nt); \tag{2.41}$$

$$\dot{\alpha}=\frac{M_x}{H}+\frac{I_x}{H}n^2(C_1\cos nt+C_2\sin nt). \tag{2.42}$$

Интегрируя правые и левые части уравнения (2.42) по времени, находим решение системы уравнений (2.37) относительно угла α:

$$\int_0^t\dot{\alpha}dt=\int_0^t\left[\frac{M_x}{H}+\frac{I_x}{H}n^2(C_1\cos nt+C_2\sin nt)\right]dt;$$

$$\alpha=\frac{I_x}{H}nC_1\sin nt-\frac{I_x}{H}nC_2\cos nt+\frac{M_x}{H}t+C_4, \tag{2.43}$$

где C_4 — постоянная интегрирования.

Таким образом, решением системы уравнений (2.37) будут выражения (2.40) и (2.43). Определим все производные постоянные, для чего решим систему уравнений, содержащих произвольные постоянные с учетом начальных условий.

При $t=0$, $\alpha=\beta=0$ из уравнения (2.40) получим

$$0=C_1+C_3, \tag{2.44}$$

а из формулы (2.43)

$$0=-\frac{I_x}{H}nC_2+C_4. \tag{2.45}$$

При $t=0$ угловое ускорение $\ddot{\beta}=M_x/I_x$, тогда из уравнения (2.41) будем иметь

$$M_x/I_x=-n^2C_1. \tag{2.46}$$

При $t=0$ угловое ускорение $\ddot{\alpha}=M_y/I_y$. Чтобы использовать это начальное условие, продифференцируем уравнение (2.42):

$$\ddot{\alpha}=-\frac{I_x}{H}n^3C_1\sin nt+\frac{I_x}{H}n^3C_2\cos nt,$$

тогда при $t=0$ получим

$$\frac{M_y}{I_y}=\frac{I_x}{H}n^3C_2. \tag{2.47}$$

Решая систему из четырех уравнений (2.44)—(2.47) с учетом n^2, получаем значения произвольных постоянных:

$$C_1=-\frac{M_xI_y}{H^2}, \quad C_3=\frac{M_xI_y}{H^2};$$

$$C_2=\frac{M_y\sqrt{I_xI_y}}{H^2}; \quad C_4=\frac{M_yI_x}{H^2}.$$

Подставляя значения произвольных постоянных в уравнения (2.40) и (2.43) с учетом n^2, имеем решение системы уравнений (2.37)

$$\left.\begin{aligned}\alpha&=\frac{I_xI_y}{\sqrt{I_xI_y}}\frac{M_x}{H^2}\sin\frac{H}{\sqrt{I_xI_y}}t-\frac{I_xM_y}{H^2}\cos\frac{H}{\sqrt{I_xI_y}}t+\frac{M_yI_x}{H^2}+\frac{M_x}{H}t;\\ \beta&=\frac{M_y\sqrt{I_xI_y}}{H^2}\sin\frac{H}{\sqrt{I_xI_y}}t-\frac{M_xI_y}{H^2}\cos\frac{H}{\sqrt{I_xI_y}}+\frac{M_xI_y}{H^2}-\frac{M_y}{H}t.\end{aligned}\right\}\quad(2.48)$$

Решение системы уравнений (2.37) определяет траекторию движения главной оси гироскопа под действием постоянно действующих моментов. Пользуясь системой уравнений (2.48), можно построить траекторию движения главной оси гироскопа. Упростим систему уравнений (2.48). Предположим, что: 1) на гироскоп действует только один момент M_x; 2) будем считать, что

$$I_x=I_y=I,$$

где I_x, I_y — не главные моменты инерции ротора гироскопа, моментами инерции рамок карданова подвеса пренебрежем.

С учетом принятых предположений система уравнений (2.48) будет иметь вид

$$\left.\begin{aligned}\alpha-\frac{M_x}{H}t&=\frac{I}{H^2}M_x\sin\frac{H}{I}t;\\ \beta-\frac{M_x}{H^2}I&=-\frac{I}{H^2}M_x\cos\frac{H}{I}t.\end{aligned}\right\}\quad(2.49)$$

Возведем левые и правые части каждого уравнения системы (2.49) в квадрат и сложим их:

$$\left(\alpha-\frac{M_x}{H}t\right)^2+\left(\beta-\frac{M_x}{H^2}I\right)^2=\frac{I^2}{H^4}M_x^2.\quad(2.50)$$

Выражение (2.50) является уравнением окружности, радиус которой $R=I/H^2$, а координатами ее центра будут

$$\alpha_0=\frac{M_x}{H}t,\ \ \beta_0=\frac{M_x}{H^2}I.\quad(2.51)$$

Из уравнения (2.51) видно, что первая координата изменяется во времени со скоростью:

$$\dot{\alpha}=M_x/H.\quad(2.52)$$

Таким образом, под влиянием постоянно действующего момента главная ось гироскопа перемещается со скоростью $\ddot{\alpha}=M_x/H$ в сторону оси, к которой приложен момент. Это движение называется прецессионным или прецессией гироскопа. Скорость прецессии гироскопа прямо пропорциональна действующему моменту и обратно пропорциональна кинетическому моменту гироскопа. На это движение накладывается нутационное колебание, которое имеет очень малую амплитуду и большую частоту, так как всегда кинетический момент намного больше момента инерции $H\gg I$.

Далее строим траекторию движения главной оси гироскопа по выражению (2.50). Поскольку траектория движения зависит от величины момента M_x и момента инерции ротора гироскопа I относительно его не главных осей, то она может иметь вид, как, например, показано на рис. 2.7. Если моменты действуют относительно обеих осей карданова подвеса, то движение становится более сложным, но всегда основным будет прецессионное движение в сторону оси приложения момента, на которое накладываются нутационные колебания. Поскольку энергия этих колебаний невелика, они являются затухающими из-за сопротивления трения в осях карданова подвеса.

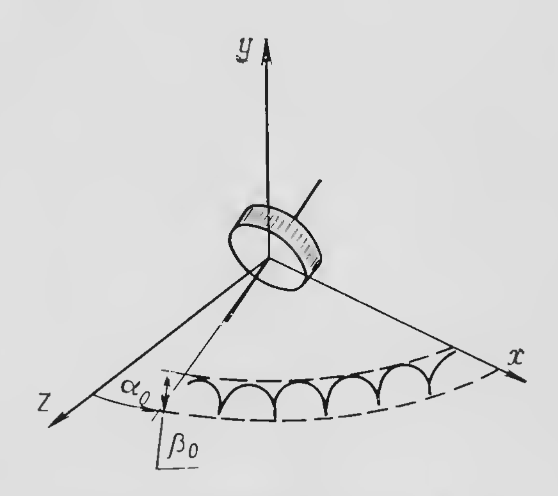


Рис. 2.7. Траектория движения гироскопа под влиянием постоянно действующего момента

Пример. Определим скорость прецессионного движения гироскопа и параметры нутационных колебаний, если к оси x карданова подвеса приложен момент $M_x=0{,}00049$ Н·м. Параметры гироскопа такие: диаметр ротора 0,05 м; толщина 0,02 м; угловая скорость вокруг оси z равна 2303 рад/с. Расстояние между подшипниками 0,04 м; $\gamma=76492$ Н/м³. Моменты инерции $I_x=I_y=$ $=0{,}00005$ Н·м·с².

Скорость прецессионного движения согласно уравнению (2.52) будет

$$\dot{\alpha}=\frac{M_x}{H}=\frac{0{,}00049}{0{,}207}=0{,}0023\ \text{рад/с}.$$

$H=0{,}207$ Н·м·с (см. пример разд. 2.2).

Амплитуда нутационных колебаний определяется как

$$R=\frac{I}{H^2}M_x=\frac{0{,}00005\cdot 0{,}00049}{0{,}0427}=5\cdot 10^{-7}\ \text{рад}.$$

Круговая частота

$$n=\frac{H}{I_x}=\frac{0{,}207}{0{,}00005}=4140\ \text{рад/с}.$$

Из примера видно, что под действием постоянного момента гироскоп прецессирует со скоростью, зависящей от величины этого момента и кинетического момента. Нутационные колебания гироскопа несущественно влияют на его основное движение, поэтому в инженерной практике их обычно не учитывают. Следует, однако, отметить, что при малом кинетическом моменте, например, во время разгона гироскопа, когда скорость ротора невелика, нутационные колебания становятся заметны.

2.6. УСТОЙЧИВОСТЬ ГИРОСКОПА

В двух предыдущих разделах рассматривалось поведение гироскопа под действием удара и постоянного момента. Если

же на гироскоп не действуют никакие силы, то уравнения его движения (2.19) принимают вид

$$\left.\begin{aligned} I_y\ddot{\alpha} - H\dot{\beta} = 0; \\ I_x\ddot{\beta} - H\dot{\alpha} = 0. \end{aligned}\right\} \qquad (2.53)$$

Начальные условия для этого случая:
при $t=0$ $\alpha=\beta=0$; $\ddot{\alpha}=\ddot{\beta}=0$.
Тогда систему уравнений (2.53) можно записать так:

$$-H\dot{\beta}=0;\; H\dot{\alpha}=0. \qquad (2.54)$$

Отсюда следует $\dot{\alpha}=0$; $\dot{\beta}=0$. (2.55)

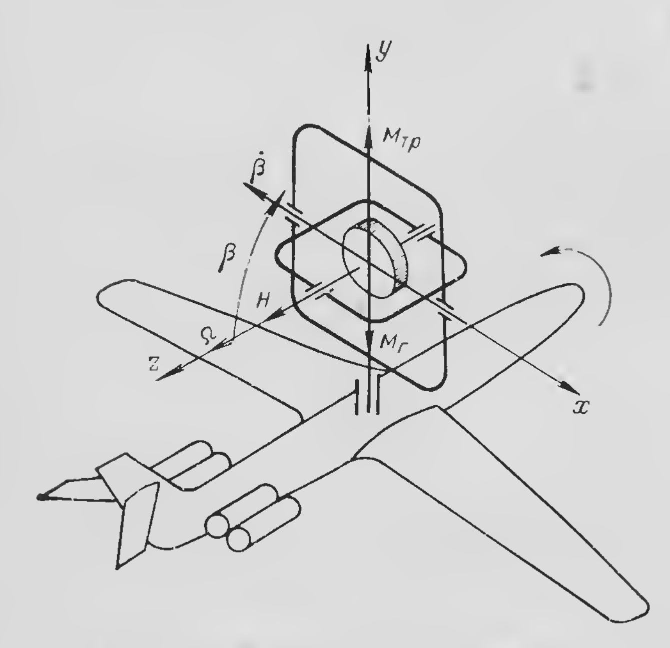


Рис. 2.8. К пояснению устойчивости гироскопа

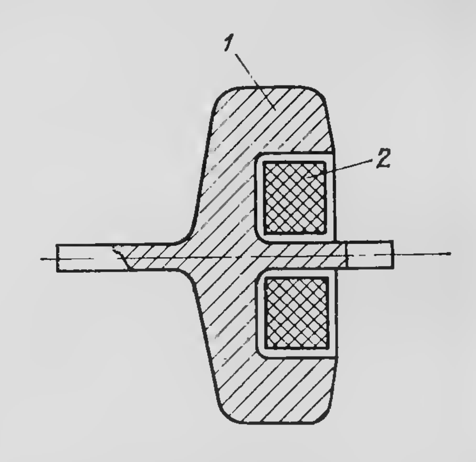


Рис. 2.9. Гиромотор в разрезе:
1—ротор; *2*—статор

Выражение (2.55) свидетельствует о том, что главная ось гироскопа не имеет скорости относительно неподвижной системы координат. В этом случае он называется свободным и сохраняет неизменным положение своей главной оси относительно неподвижного пространства. Про такой гироскоп говорят, что он обладает пространственной памятью.

Если к гироскопу приложить момент, то его главная ось стремится сохранить свое положение неизменным относительно той оси, вокруг которой действует момент.

Представим, что гироскоп установлен на самолете так, как это показано на рис. 2.8. Самолет начал разворачиваться по курсу. Неизбежно, что в подшипниках, через которые гироскоп связан с самолетом, возникает момент трения $M_{тр}$, который будет стремиться увлечь гироскоп в сторону разворота самолета. Момент $M_{тр}$

будет являться для гироскопа внешним моментом, под действием которого гироскоп прецессирует вокруг оси x со скоростью

$$\dot{\beta} = -M_{тр}/H. \qquad (2.56)$$

Следовательно, ротор гироскопа участвует одновременно в двух движениях: вращении с большой скоростью Ω и прецессионном движении со скоростью $\dot{\beta}$. В результате возникает гироскопический момент

$$M_г = -H\dot{\beta}, \qquad (2.57)$$

направление которого противоположно направлению $M_{тр}$. Как видно из уравнений (2.56) и (2.57),

$$M_г = M_{тр}. \qquad (2.58)$$

Другими словами, гироскопический момент будет препятствовать повороту оси гироскопа вокруг оси внешней рамы карданова подвеса, что и определяет его устойчивость.

Однако для того, чтобы существовал гироскопический момент, необходима угловая скорость $\dot{\beta}$, которая невелика, что видно из следующего примера.

Пример. Пусть момент трения по внешней оси карданова подвеса $M_{тр}=1\cdot10^{-6}$ Н·м. Геометрические размеры ротора и частота вращения такие же, как и для примера из разд. 2.2. Скорость прецессии при действии $M_{тр}$ будет

$$\dot{\beta} = \frac{M_{тр}}{H} = \frac{1\cdot10^{-6}}{0{,}207} = 5\cdot10^{-5} \text{ рад/с.}$$

Несмотря на то, что скорость прецессии невелика, все же через определенное время главная ось вращения гироскопа совместится с внешней осью карданова подвеса и гироскоп перестанет быть трехстепенным и потеряет свои замечательные свойства.

Для того чтобы гироскоп обладал бо́льшей устойчивостью к действиям внешних моментов, необходимо увеличивать кинетический момент гироскопа и уменьшать моменты трения в осях карданова подвеса.

2.7. ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К КОНСТРУКЦИИ ГИРОСКОПИЧЕСКИХ ПРИБОРОВ

Как было показано в предыдущем разделе, гироскоп должен иметь по возможности большой кинетический момент. Кинетический момент гироскопа — это произведение момента инерции ротора относительно оси вращения I_z на угловую скорость вращения $H=I_z\Omega$. Следовательно, можно увеличивать кинетический момент за счет увеличения момента инерции. Поскольку момент инерции тела вращения выражается формулой

$$I_z = mR^2/2, \qquad (2.59)$$

где m — масса тела; R — радиус, то выгодно массу ротора размещать по возможности на бо́льшем удалении от оси вращения. В связи с этим роторы гиромоторов имеют конфигурацию такую, как показано на рис. 2.9. Ротор гиромотора *1* одновременно является якорем асинхронного двигателя переменного тока; в якоре имеется беличье колесо. Статором же у такого двигателя является внутренняя обмотка *2*.

Конструкция ротора выбирается в основном из соображений максимального момента инерции и отсутствия деформаций ротора от действия центробежных сил, возникающих при вращении ротора.

Авиационные гиромоторы питаются трехфазным напряжением $U=36$ В с частотой $f=400$ Гц. Так как они являются асинхронными двигателями, обладающими скольжением, то обороты ротора гиромоторов $n=22000\div23000$ об/мин. Существуют гиромоторы, имеющие существенно большие угловые скорости, но ввиду того, что ресурс работы подшипников таких гиромоторов обратно пропорционален угловой скорости ротора, в гражданской авиации их не применяют.

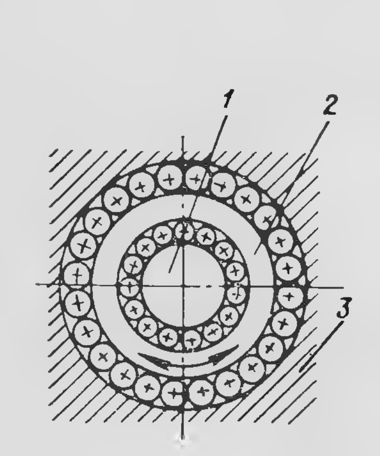


Рис. 2.10. Вращающиеся подшипники:

1—ось; *2*—внутреннее кольцо; *3*—неподвижное кольцо

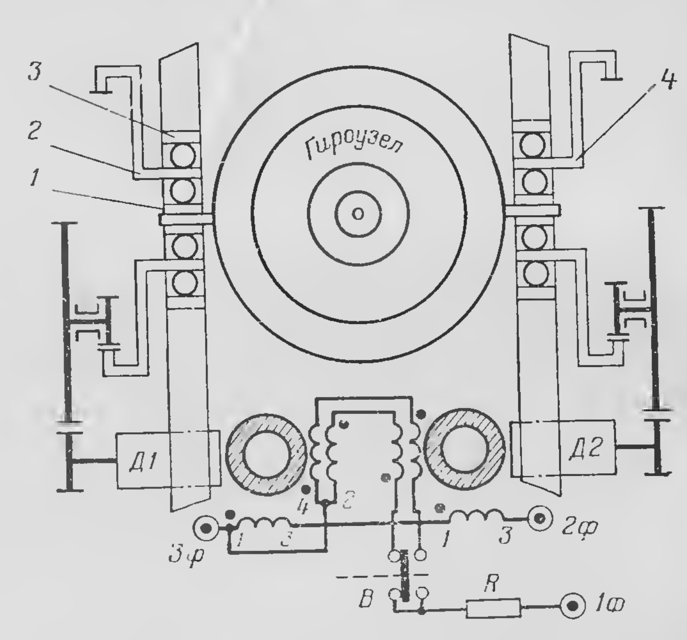


Рис. 2.11. Электромеханическая схема гироскопического подвеса:

1—внутреннее кольцо; *2*; *4*—средние кольца; *3*—наружное кольцо; Д1, Д2—двигатели

Поскольку способность гироскопа точно сохранять положение своей главной оси в пространстве зависит от величины моментов, действующих по осям его карданова подвеса, при конструировании гироскопов стараются свести эти моменты к минимуму.

В качестве опор для осей карданова подвеса гироскопа используют высокопрецизионные подшипники качения с малыми моментами трения.

Для особо точных приборов, например, гироскопов для курсовых систем, применяют так называемые вращающиеся подшипники с двумя рядами шариков, причем внутреннее кольцо *2* (рис. 2.10) совершает принудительное вращение относительно оси *1* и неподвижного кольца *3*.

На принципиальную возможность уменьшения влияния трения в подобных устройствах указал Н. Е. Жуковский. Идея Н. Е. Жуковского сводилась к следующему: если имеется 100 натянутых ниток, на которых лежит какой-нибудь предмет, например, карандаш, то, перемещая все нити вправо, карандаш будет увлекаться ими за счет трения тоже вправо. Если перемещать нити влево, то и карандаш будет двигаться влево. Заставляя каждую четную нить двигаться вправо, а нечетную — влево, будем иметь карандаш неподвижным. Конечно, это при условии, что на каждую нить будет выпадать одинаковая доля массы карандаша и коэффициент трения контактных поверхностей карандаш — нить везде одинаков. В этом примере трение не исчезает, оно только взаимно компенсируется.

На рис. 2.11 представлена конструкция внутренней рамы карданова подвеса (гироузла). Как видно из рисунка, внутренние кольца *2* и *4* левого и правого подшипников могут поворачиваться двигателями Д1 и Д2. Причем кольца вращаются с одинаковыми угловыми скоростями, но в противоположные стороны. Возникающие при этом силы трения воздействуют на внутреннюю ось гироскопа с помощью моментов, направления которых противоположны. Поэтому их суммарная величина оказывается близкой к нулю, и вредное воздействие моментов трения ослабляется. Если даже суммарная величина моментов трения заставляет гироскоп прецессировать с некоторой небольшой скоростью, то периодическим изменением направления вращения двигателей (с помощью переключателя В со специальным кулачком) можно менять направление действия этого момента, а следовательно, и направление прецессии, что, в конечном счете, уменьшает прецессию гироскопа от моментов трения в осях карданова подвеса. С помощью такой схемы удается уменьшить собственные «уходы» гироскопа в несколько раз по сравнению с обычными подшипниками качения.

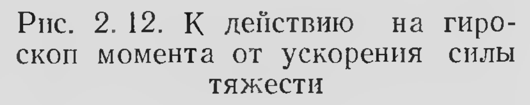
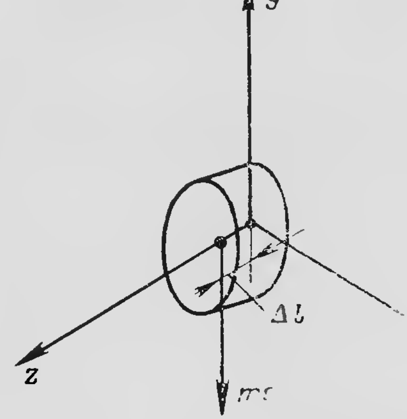


Рис. 2.12. К действию на гироскоп момента от ускорения силы тяжести



Существуют гироскопы с аэродинамическими подшипниками по осям карданова подвеса. Такой подшипник представляет собой втулку и ось, между которыми имеется воздушный зазор и ось как бы «плавает» в воздухе. Такие подшипники тоже имеют весьма малые моменты трения, но в гражданской авиации в силу ряда причин пока не применяются.

Гироскоп должен быть тщательно сбалансирован, т. е. центр масс гиромотора должен совпадать с точкой пересечения осей карданова подвеса. В противном случае, как показано на рис. 2.12, на гироскоп действуют моменты от ускорения силы тяжести.

Следует заметить, что при эксплуатации авиационных гироскопических приборов необходимо строго выполнять правила технической и летной эксплуатации, так как от этого зависит точность их работы и долговечность. Необходимо также помнить, что гироскопические приборы являются приборами дорогостоящими.

Глава 3

ИЗМЕРЕНИЕ УГЛОВ КРЕНА И ТАНГАЖА, ИЗМЕРЕНИЕ СКОЛЬЖЕНИЯ

3.1. ПОСТРОЕНИЕ ВЕРТИКАЛИ С ПОМОЩЬЮ ФИЗИЧЕСКОГО МАЯТНИКА НА САМОЛЕТЕ

При пилотировании самолета необходимо знать его положение относительно плоскости земного горизонта. Положение самолета относительно плоскости горизонта определяется двумя углами: углом тангажа и углом крена. Угол тангажа — угол между продольной осью самолета и плоскостью горизонта, отсчитываемый в вертикальной плоскости. Угол крена — угол поворота самолета вокруг его продольной оси, отсчитываемый от вертикальной плоскости, проходящей через продольную ось самолета.

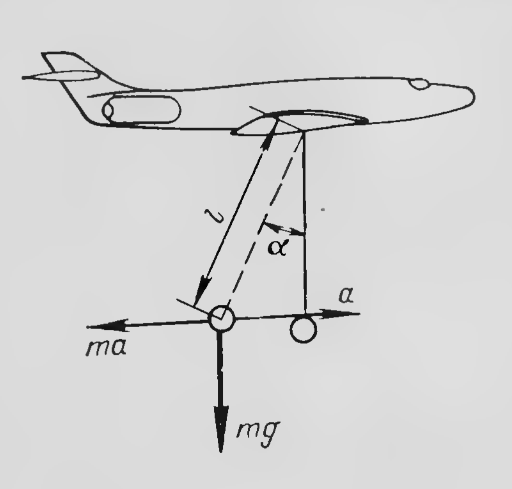


Рис. 3.1. Физический маятник — определитель вертикали места на самолете

Таким образом, положение самолета относительно плоскости горизонта можно определить, если на самолете знать направление истинной вертикали, т. е. направление линии, проходящей через центр Земли и самолет, и замерять отклонение самолета от этого направления.

Отклонение от вертикали на земле определяют обычным отвесом, т. е. физическим маятником.

Предположим, что физический маятник установлен на самолете, который совершает горизонтальный полет с ускорением a (рис. 3.1). На массу маятника m будут действовать силы от ускорения силы тяжести g и инерционная сила от ускорения a. Сумма моментов от этих сил относительно точки подвеса маятника равна нулю и выражается уравнением

$$mgl \sin\alpha - mal \cos\alpha = 0, \qquad (3.1)$$

где l — длина маятника;

α — угол отклонения маятника.

Из уравнения (3.1) имеем

$$\alpha = \operatorname{arctg} a/g. \qquad (3.2)$$

Следовательно, маятник, установленный на объекте, движущемся с ускорением, отклоняется в сторону, противоположную действию ускорения, и показывает так называемую «кажущуюся вертикаль».

Современные транспортные самолеты могут иметь ускорения, соизмеримые по величине с ускорением силы тяжести, поэтому угол α отклонения маятника от вертикали может достигать значительных величин. Таким образом, физический маятник не пригоден для определения направления вертикали места, т. е. для измерения углов крена и тангажа, если самолет совершает полет с ускорением.

3.2. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ГИРОСКОПА С ТРЕМЯ СТЕПЕНЯМИ СВОБОДЫ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЕРТИКАЛИ НА САМОЛЕТЕ

Поскольку свободный гироскоп стремится сохранить положение своей главной оси в пространстве неизменным, рассмотрим возможность использования такого гироскопа для определения вертикального направления на самолете.

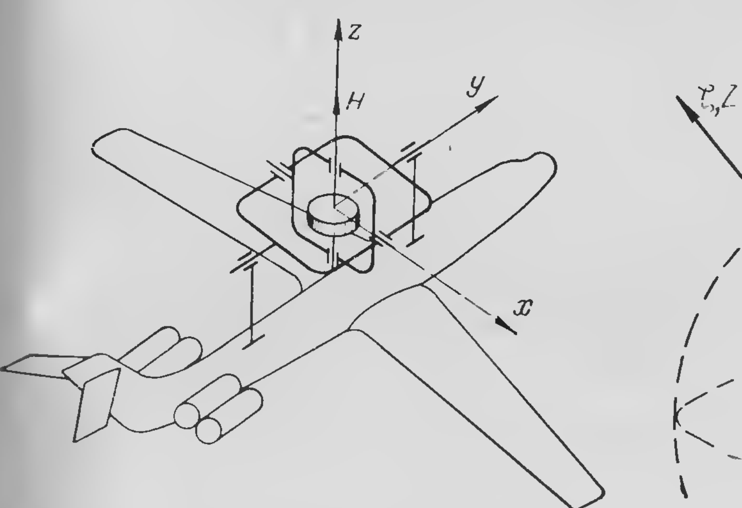


Рис. 3.2. Гироскоп с тремя степенями свободы на самолете

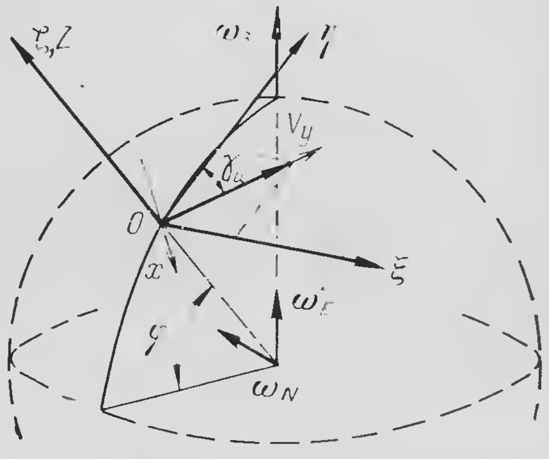


Рис. 3.3. К определению собственного ухода гироскопа

Установим гироскоп с тремя степенями свободы на самолете (рис. 3.2). Ось собственного вращения располагается вертикально, внешняя ось карданова подвеса совпадает с продольной осью самолета, а внутренняя — направлена вдоль поперечной оси самомета. Самолет совершает горизонтальный полет со скоростью V и истинным курсом $\gamma_и$. Для того чтобы определить, как будет двигаться собственная ось вращения гироскопа относительно Земли, найдем проекции действующих угловых скоростей на оси x и y карданова подвеса: ω_x и ω_y. Эти проекции и определяют скорости, с которыми собственная ось гироскопа движется относительно Земли вокруг оси внутренней и внешней рам карданова подвеса.

Пусть самолет находится в точке O земной поверхности (высотой полета пренебрегаем) с географической широтой φ (рис. 3.3). Зададимся системой координат $O\xi\eta\zeta$ с центром в точке O так, чтобы ось $O\zeta$ совпадала с вертикалью места, ось $O\eta$ была направлена на север, а ось $O\xi$ — на восток. Оси $Oxyz$, связанные с гироскопом, тогда займут следующее положение: ось Oz совпадет с осью $O\zeta$, ось Oy будет направлена по вектору линейной скорости самолета, а ось Ox — перпендикулярна осям Oy и Oz.

Разложим линейную скорость V на северную V_N и восточную V_E составляющие:

$$V_N = V\cos\gamma_и;\quad V_E = V\sin\gamma_и. \qquad (3.3)$$

Угловые скорости от этих линейных скоростей будут

$$\left.\begin{aligned} \omega_N &= -\frac{V_N}{R} = \frac{V\cos\gamma_и}{R};\\ \omega_E &= \frac{V_E}{R\cos\varphi} = \frac{V\sin\gamma_и}{R\cos\varphi}, \end{aligned}\right\} \qquad (3.4)$$

где R — радиус Земли.

Спроектируем угловые скорости ω_N, ω_E на оси x и y:

$$\left.\begin{aligned} \omega_x^V &= -\omega_E\cos\varphi\sin\gamma_и - \omega_N\cos\gamma_и;\\ \omega_y^V &= \omega_E\cos\varphi\cos\psi - \omega_N\sin\gamma_и. \end{aligned}\right\} \qquad (3.5)$$

Проекции угловой скорости вращения Земли $\omega_з$ на те же оси будут

$$\omega_x^з = -\omega_з\cos\varphi\sin\gamma_и;\quad \omega_y^з = \omega_з\cos\varphi\cos\gamma_и. \qquad (3.6)$$

Окончательно получаем угловые скорости, с которыми собственная ось гироскопа будет двигаться относительно Земли:

$$\left.\begin{aligned} \omega_x &= \omega_x^V + \omega_x^з = -\frac{V\sin\gamma_и}{R\cos\varphi}\cos\varphi\sin\gamma_и - \frac{V\cos\gamma_и}{R}\cos\gamma_и -\\ &- \omega_з\cos\varphi\sin\gamma_и = -\frac{V}{R} - \omega_з\cos\varphi\sin\gamma_и;\\ \omega_y &= \omega_y^V + \omega_y^з = \frac{V\sin\gamma_и}{R}\cos\gamma_и - \frac{V\cos\gamma_и}{R}\sin\gamma_и +\\ &+ \omega_з\cos\varphi\cos\gamma_и = \omega_з\cos\varphi\cos\gamma_и. \end{aligned}\right\} \qquad (3.7)$$

Из формул (3.7) видно, что собственная ось вращения гироскопа, установленная в начальный момент вертикально, «уходит» от этого положения, двигаясь вокруг внутренней и внешней осей карданова подвеса, причем скорость этого движения зависит от географической широты места, курса самолета, скорости полета самолета и скорости вращения Земли.

Пример. Определить скорости ухода главной оси гироскопа от положения вертикали, если самолет летит горизонтально со скоростью $V = 1000$ км/ч с истинным курсом $\gamma_и = 30°$ на широте $\varphi = 60°$.

Согласно формулам (3.7) имеем:

$$\omega_x = -\frac{V}{R} - \omega_з\cos\varphi\sin\gamma_и = -\frac{1000\cdot 57{,}3}{6371} - 15\cdot 0{,}5\cdot 0{,}5 \simeq 12 \text{ град/ч};$$

$$\omega_y = \omega_з\cos\varphi\cos\gamma_и = 15\cdot 0{,}5\cdot 0{,}86 = 6{,}45 \text{ град/ч};$$

$$R = 6371 \text{ км};\quad \omega_з = 15 \text{ град/ч}.$$

Как видно из примера, всего за один час полета гироскоп значительно уклонился от вертикали. Если учесть, что гироскоп уходит и под действием неизбежно присутствующих моментов трения в осях подвеса, то станет ясно, что трехстепенный гироскоп может быть использован для запоминания пространственного положения вертикали места только на короткое время.

3.3. АВИАГОРИЗОНТЫ

Ранее было отмечено, что маятник может быть использован для определения вертикали только при полете без ускорений, а свободный трехстепенный гироскоп может выдерживать заданное пространственное положение вне зависимости от действующих ускорений только небольшое время. Поэтому эти два устройства соединяют вместе, используя положительные свойства каждого. При отсутствии ускорений с помощью маятника главная ось гироскопа выставляется вертикально. В те моменты, когда на маятник действуют ускорения, его отключают и гироскоп работает в режиме «памяти».

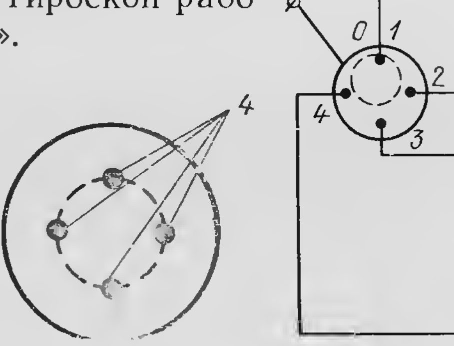


Рис. 3.4. Электролитический маятник: 1—токопроводящая жидкость (электролит); 2—воздушный пузырек; 3—медная чаша; 4—контакты

Рис. 3.5. Электрическая схема маятниковой коррекции

Устройство, с помощью которого маятник действует на гироскоп, называется системой маятниковой коррекции. Гироскоп с такой коррекцией называют гировертикалью. Гировертикаль, визуально показывающая положение самолета относительно земного горизонта, называется авиагоризонтом.

В авиагоризонтах используется электролитический маятник (рис. 3.4), представляющий собой плоскую медную чашу 3, заполненную токопроводящей жидкостью 1 с большим удельным электрическим сопротивлением. Жидкости в чаше столько, что остается место для воздушного пузырька 2. Чаша закрыта крышкой из изоляци-

онного материала, в которую вмонтировано четыре контакта *4*, пятым контактом является сама чаша.

Если маятник расположен горизонтально, то все четыре контакта равномерно перекрываются жидкостью и электрическое сопротивление участков между ними и чашей одинаково. Если же чаша наклонится, то пузырек воздуха, занимая верхнее положение в чаше, оголит один из контактов и тем самым изменит электрическое сопротивление участка, которое при малых углах (до 30′) пропорционально углу наклона чаши.

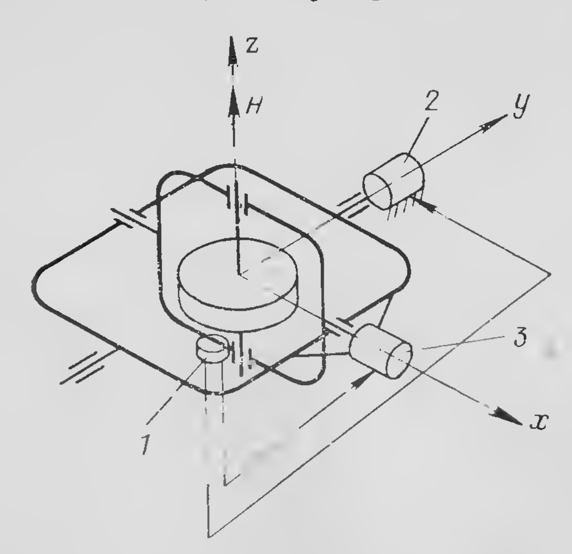


Рис. 3.6. Гировертикаль с маятниковой коррекцией:

1—электролитический маятник; *2*, *3*—коррекционные двигатели

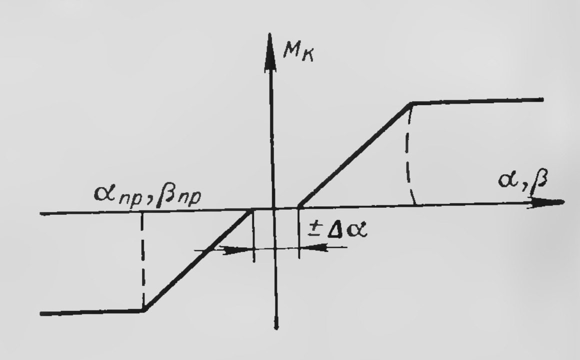


Рис. 3.7. Смешанная коррекционная характеристика

Контакты маятника включаются в электрическую цепь, как показано на рис. 3.5. При наклоне маятника сопротивление между контактами 0 и 1 будет больше, чем сопротивление между контактами 0 и 3. Тогда ток i_1, который проходит по управляющей обмотке OY_1, будет меньше тока i_2 обмотки OY_2 коррекционного двигателя. Обмотки OY_1 и OY_2 намотаны встречно, поэтому разностный ток $\Delta i = i_2 - i_1$ создает магнитный поток, который, взаимодействуя с магнитным потоком обмотки возбуждения, вызывает вращающий момент. Ротор двигателя закреплен на оси карданова подвеса, следовательно, к оси подвеса приложен момент, под действием которого гироскоп прецессирует. Прецессия гироскопа продолжается до тех пор, пока существует момент по оси карданова подвеса, а этот момент действует до установки маятника в горизонтальное положение, при котором ток $i_1 = i_2$. Связав маятник с внутренней рамой карданова подвеса и расположив по осям подвеса коррекционные двигатели, получаем гировертикаль с электромеханической маятниковой коррекцией (рис. 3.6).

Таким образом, электролитический маятник *1*, действуя на гироскоп через коррекционные двигатели *2* и *3*, все время будет приводить главную ось гироскопа к положению вертикали. При отключении коррекции гироскоп будет сохранять свое прежнее положение в пространстве с точностью, определяемой его собственными

ошибками, например, за счет прецессии, вызванной моментами трения по осям карданова подвеса.

Коррекционные системы различаются по типам характеристик. Коррекционной характеристикой называется закон изменения момента, развиваемого коррекционным двигателем, в зависимости от отклонения главной оси гироскопа от положения вертикали.

В авиационных приборах наибольшее распространение получила смешанная коррекционная характеристика (рис. 3.7). Область $\pm\Delta\alpha$ определяет зону нечувствительности системы. До некоторых предельных значений углов $\alpha_{пр}$, $\beta_{пр}$ момент коррекции $M_к$ меняется пропорционально углам α и β, а затем становится постоянным.

Рассмотрим траекторию движения главной оси гироскопа при пропорциональной коррекции, т. е. участка смешанной коррекционной характеристики, когда $M_к = k\alpha$, где k — удельный момент в г·см/рад, характеризующий систему коррекции; α — угол отклонения от вертикали.

Рис. 3.8. К составлению уравнений гировертикали

Предположим, что в начальный момент главная ось z гироскопа отклонена от положения вертикали (ось ς) на угол α_0 относительно оси Oy и на угол β_0 относительно оси Ox (рис. 3.8). Коррекционные двигатели в соответствии с сигналами, поступающими от электролитического маятника (на рисунке не показано), будут развивать моменты: относительно оси Ox $M_{к\,x} = -k_x\alpha_0$ и относительно оси Oy $M_{к\,y} = -k_y\beta_0$.

При этом образуются гироскопические моменты по оси Ox $M_{г\,x} = -H\dot{\alpha}$ и по оси Oy $M_{г\,y} = -H\dot{\beta}$.

Под действием этих гироскопических моментов главная ось гироскопа будет прецессировать, стремясь занять вертикальное положение.

Суммируя действующие моменты по осям y и x и приравнивая их нулю, получаем два независимых уравнения, определяющих движение главной оси гироскопа:

$$H\dot{\beta} + k_y\beta = 0; \quad H\dot{\alpha} + k_x\alpha = 0. \qquad (3.8)$$

Решим систему из двух независимых уравнений (3.8). Характеристические уравнения будут

$$p + \frac{k_x}{H} = 0; \quad n + \frac{k_y}{H} = 0,$$

откуда корни равны

$$p=-\frac{k_x}{H}; \quad n=-\frac{k_y}{H}.$$

Решение уравнений (3.8) будет иметь вид

$$\beta=C_1\mathbf{e}^{-\frac{k_x}{H}t}; \quad \alpha=C_2\mathbf{e}^{-\frac{k_y}{H}t}.$$

При $t=0$ $\beta=\beta_0$, $\alpha=\alpha_0$, следовательно, произвольные постоянные будут $C_1=\beta_0$, $C_2=\alpha_0$. Теперь решение уравнений (3.8) с учетом начальных условий можно записать так:

$$\beta=\beta_0\mathbf{e}^{-\frac{k_x}{H}t}; \; \alpha=\alpha_0\mathbf{e}^{-\frac{k_y}{H}t}.$$

Поделим полученные выражения и тогда будем иметь

$$\frac{\beta}{\alpha}=\frac{\beta_0}{\alpha_0}\mathbf{e}^{\left(-\frac{k_x}{H}+\frac{k_y}{H}\right)t}. \qquad (3.9)$$

Если предположить, что $k_x=k_y$, а это условие на практике стараются выполнить, то получим траекторию движения главной оси гировертикали при пропорциональной маятниковой коррекции:

$$\beta=\frac{\beta_0}{\alpha_0}\alpha. \qquad (3.10)$$

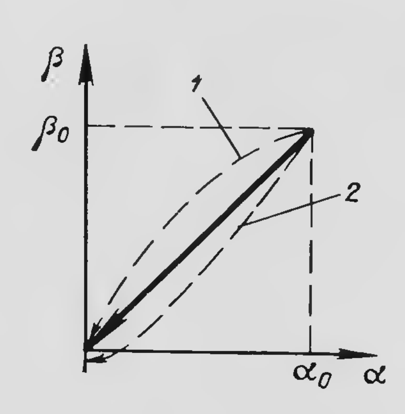


Рис. 3.9. Траектория движения главной оси гироскопа к вертикали

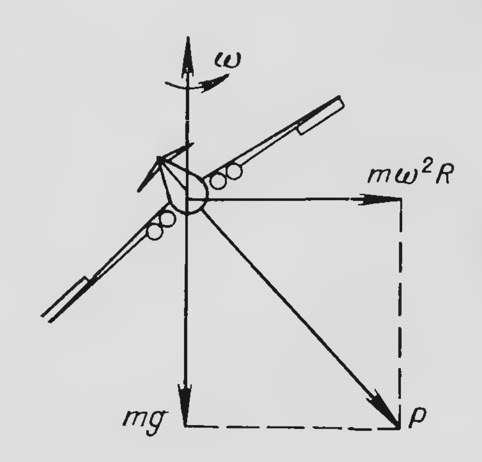


Рис. 3.10. Силы, действующие на маятник при вираже самолета

Формула (3.10) представляет собой уравнение прямой. На практике удельные моменты k_x и k_y, развиваемые коррекционными двигателями, отличаются друг от друга, и в осях подвеса действуют моменты трения, поэтому траектория движения главной оси гироскопа к установившемуся положению может иметь вид кривых *1, 2* (рис. 3.9).

3.4. ПОГРЕШНОСТИ ГИРОВЕРТИКАЛЕЙ

Погрешность от моментов трения в осях карданова подвеса. В осях карданова подвеса неизбежно существуют моменты трения, поэтому прецессия гироскопа под действием коррекционных моментов продолжается до тех пор, пока коррекционный момент больше момента трения. Движение гироскопа прекращается при равенстве этих моментов:

$$M_{\text{тр}x}=M_{\text{к}x}; \; M_{\text{тр}y}=M_{\text{к}y} \text{ или } M_{\text{тр}x}=k_x\alpha; \; M_{\text{тр}y}=k_y\beta.$$

Отсюда следует, что главная ось гироскопа не дойдет до вертикального положения на углы α^* и β^*:

$$\beta^*=\frac{M_{\text{тр}y}}{k_y}; \; \alpha^*=\frac{M_{\text{тр}x}}{k_x}.$$

Таким образом, из-за трения в осях карданова подвеса гировертикаль имеет зону застоя, которая зависит от величины момента трения в осях карданова подвеса и, естественно, от зоны нечувствительности маятниковой коррекции (см. рис. 3.7). Чем больше удельный момент, развиваемый коррекционными двигателями, тем зона застоя меньше. Слишком большой удельный момент приводит к значительным ошибкам на вираже. Для авиагоризонтов зона застоя обычно равна 0,5—1°.

Виражная погрешность. Когда самолет совершает разворот с угловой скоростью ω, то на маятник, кроме силы тяжести mg, еще действует центробежная сила $m\omega^2R$, и маятник устанавливается не по истинной вертикали, а по равнодействующей этих сил (рис. 3.10). На коррекционные двигатели поступают сигналы, и главная ось гироскопа устанавливается в положение кажущейся вертикали. Этот процесс происходит тем быстрее, чем больше удельные моменты k_x, k_y системы коррекции. Как видно из рис. 3.10, на вираже в основном неверно работает система поперечной коррекции. Поэтому в современных гировертикалях и авиагоризонтах поперечная коррекция на виражах отключается специальным устройством.

Естественно, что и линейные ускорения самолета, например, при увеличении скорости, также приводят к аналогичным ошибкам. Поэтому в таких авиагоризонтах как АГД-1 отключается и продольная коррекция. При отключении коррекции гировертикаль работает в режиме «памяти». После окончания самолетом эволюций, связанных с ускорениями, система коррекции включается и приводит главную ось гироскопа в вертикальное положение, если за время работы в режиме «памяти» она отклонилась.

Появляется ошибка у гировертикалей и за счет суточного вращения Земли и за счет собственной скорости полета самолета, однако для транспортных самолетов эта ошибка не превышает нескольких угловых минут.

3.5. АВИАГОРИЗОНТ АГБ-2

Авиационный горизонт АГБ-2 устанавливается на транспортных самолетах. Он определяет положение самолета относительно плоскости горизонта.

Кинематическая схема авиагоризонта АГБ-2 изображена на рис. 3.11, электрическая — на рис. 3.12, вид на шкалу прибора показан на рис. 3.13.

Авиагоризонт устанавливается на самолете таким образом, что внешняя ось карданова подвеса параллельна продольной оси, а внутренняя ось в начальный момент параллельна поперечной оси самолета.

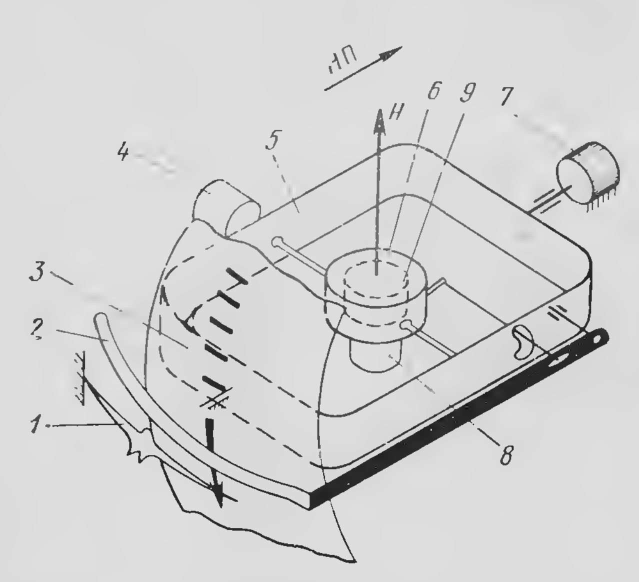


Рис. 3.11. Кинематическая схема авиагоризонта АГБ-2:

1—силуэт самолета; *2*—индекс-горизонт; *3*—шарообразная шкала; *4, 7*—коррекционные двигатели; *5*—внешняя рама карданова подвеса; *6*—внутренняя рама карданова подвеса; *8*—электролитический маятник; *9*—гиромотор

Собственная ось вращения гиромотора *9* по сигналам от электролитического маятника *8* с помощью коррекционных двигателей *4* и *7* устанавливается в вертикальное положение. Ротор двигателя *4* связан с осью внутренней рамы карданова подвеса, а статор закреплен на внешней раме *5*. Ротор двигателя *7* закреплен на оси внешней рамы подвеса, а статор связан с корпусом прибора.

Внутренняя рама *6* через систему рычагов связана с индексом-горизонтом *2*, шарообразная шкала *3* укреплена на оси внешней рамы. Силуэт самолета *1* закреплен на корпусе прибора.

Таким образом, при совершении самолетом продольных и поперечных кренов индекс-горизонт *2* остается в пространстве неподвижным и показывает положение истинного горизонта, а силуэт самолета *1* и шкала *3* перемещаются относительно него. Экипаж определяет положение самолета относительно плоскости горизонта по расположению неподвижного индекса-горизонта и силуэта самолета. Следует подчеркнуть, что экипажу представляется обратная картина — силуэт самолета неподвижен, а горизонт подвижен.

Такая индикация положения самолета не совсем удобна. Лучше, если подвижным является силуэт самолета, а индекс-горизонт неподвижен.

По неподвижной шкале авиагоризонта, имеющей оцифровку 0, 30 и 60°, с помощью вертикальной стрелки можно ориентировочно определить углы крена самолета, а индексом-горизонтом также

примерно по вертикальным делениям отсчитать углы тангажа. Шкала *3* прибора одноцветная, черная; индекс-горизонт *2* и силуэт самолета *1* белые и покрыты светящейся массой.

Как видно из рис. 3.11, АГБ-2 по крену может работать в диапазоне углов ±180°, так как при кренах самолет будет обкатываться вокруг внешней оси карданова подвеса.

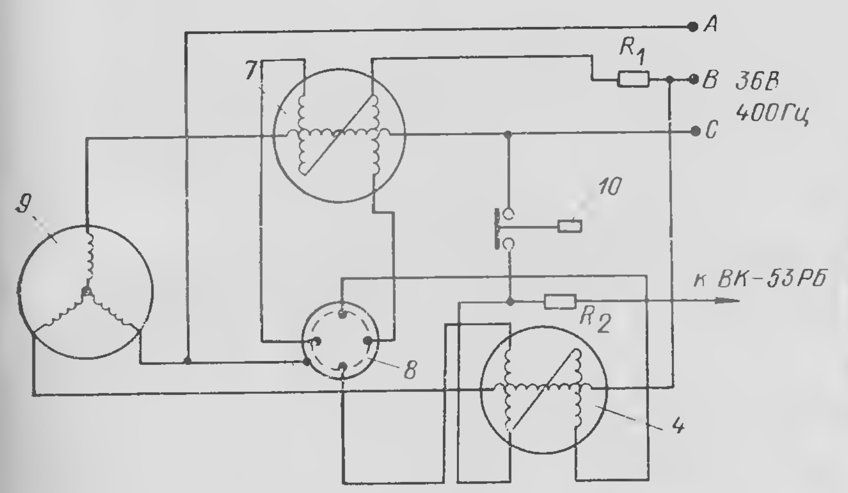


Рис. 3.12. Электрическая схема АГБ-2:

10—переключатель. Остальные обозначения те же, что на рис. 3.11



Рис. 3.13. Лицевая сторона авиагоризонта АГБ-2:

11—указатель скольжения; *12*—флажок. Остальные обозначения те же, что на рис. 3.11

Работа же прибора по углу тангажа ограничена в диапазоне ±60°. Действительно, представим, что самолет совершает пикирование с углом 80° (рис. 3.14). При этом внешняя ось карданова подвеса вместе с самолетом приближается к оси собственного вращения гироскопа, которая остается вертикальной, а при углах тангажа, равных 90°, может совместиться с ней. Тогда гироскоп теряет одну степень свободы и свои свойства.

Ввиду того, что самолет может совершать эволюции по крену и тангажу одновременно, то рабочий диапазон по крену также ограничен углами ±80°.

Из рис. 3.12 видно, что обмотки возбуждения коррекционных двигателей *4* и *7* включены последовательно со статорными обмотками гиромотора *9*. Это сделано для увеличения скорости начальной выставки главной оси гироскопа. В момент включения прибора, когда гиромотор разгоняется и его статорные обмотки находятся под пусковыми токами, которые больше номинальных, коррекционные двигатели *4* и *7* развивают бо́льшие моменты и увеличивают скорость начальной выставки — приведения собственной оси гироскопа в вертикальное положение.

Для этой же цели в приборе имеется переключатель *10*, который в момент включения прибора следует повернуть влево — в по-

ле зрения появится красный флажок *12*. Этот переключатель соединяет обмотки управления поперечного коррекционного двигателя *4* с фазой *C*, минуя сопротивление R_2, и тем самым увеличивает ток в двигателе, а следовательно, и развиваемый им коррекционный момент.

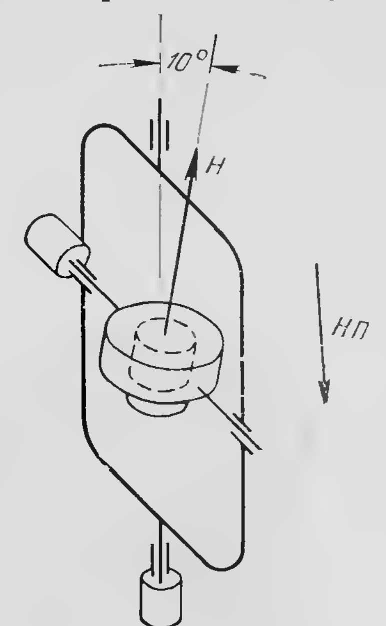


Рис. 3.14. Положение главной оси гироскопа авиагоризонта АГБ-2 при пикировании самолета

После выхода прибора на номинальный режим работы переключатель *10* следует вернуть в исходное положение (флажок исчезнет из поля зрения). В номинальном режиме работы управляющие обмотки коррекционного двигателя *4* соединены с фазой С через контакты выключателя коррекции ВК-53РБ, принцип действия которого рассмотрен в разд. 4.4. При совершении самолетом разворотов выключатель коррекции отключает поперечный коррекционный двигатель, в противном случае возникает большая виражная погрешность.

С АГБ-2 совмещен прибор — указатель скольжения *11*, принцип работы которого рассматривается в разд. 3.11. Основные технические данные АГБ-2 приведены в табл. 3.1.

3.6. АВИАГОРИЗОНТ АГИ-1с

Авиагоризонт предназначен для определения положения самолета в пространстве относительно линии истинного горизонта, имеет встроенный прибор-указатель скольжения. Устанавливают авиагоризонт на транспортных самолетах гражданской авиации.

Кинематическая схема прибора изображена на рис. 3.15, упрощенная электрическая — на рис. 3.16, а вид на шкалу — на рис. 3.17.

Рассмотрим работу прибора. Собственная ось вращения гироскопа (см. рис. 3.15) по сигналам от электролитического маятника *8* с помощью коррекционных двигателей *3* и *10* устанавливается и удерживается в вертикальном положении.

Особенностью авиагоризонта АГИ-1с по сравнению с АГБ-2 является способность работать в неограниченном диапазоне углов по крену и тангажу. Это возможно благодаря применению в приборе дополнительной следящей рамы *4*, ось которой совпадает с продольной осью самолета, а сама рама может поворачиваться относительно самолета двигателем *11*. Назначение дополнительной следящей рамы — обеспечить перпендикулярность оси собственного вращения гироскопа и оси внешней рамы карданова подвеса. При кренах самолета внешняя рама *5* карданова подвеса поворачивается вокруг оси внутренней рамы. Этот поворот фиксируется пере-

Таблица 3.1

ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ АВИАГОРИЗОНТОВ

Характеристики авиагоризонтов, указателей, поворотов, указателей скольжения	АГБ-2	АГИ-1с	АГД-1	АГБ-3	АГК-47Б	АГР-144
Напряжение питания, В:						
переменного тока, частотой 400 Гц	36±3,6	36±3,6	36±3,6	36±3,6	36±3,6	36±3,6
постоянного тока	—	—	±27	±27	—	—
Рабочие углы, град: крена	±80	360	360	360	±95	360
тангажа	±60	360	360*	±80	±85	360*
Погрешность в определении углов, град:						
крена	±1	±1	±0,25**	±1 (в диапазоне углов 0÷30°)	±1	±1,5 (в диапазоне углов 0—30°)
тангажа	±1	±1	±0,2	±2 (в диапазоне от 30° и более)	±1	±2,5 (в диапазоне от 30° и более)
Погрешность после 15 мин разворота, град	не более ±5		не более ±5***	не более ±3	не более ±2	не более ±6
Время готовности к работе, мин	3	3	2	1,5	3	2
Масса, кг	2	2,6	9,6	4,2	2,2	4,5
Чувствительность указателя поворота (отклонение стрелки от среднего положения при скорости 6 град/с)					10—13 (мм)	7,5±2 (град)
Зона застоя шарика указателя поворота	±1,5	±1,5	±1,5	±1,5	±1,5	±1,5

* Из диапазона рабочих углов тангажа выпадает зона 85—95° пикирования и кабрирования. Это объясняется особенностью работы следящей системы по тангажу на этих углах.

** Точность выдерживания вертикали приведена без погрешностей передачи углов крена и тангажа на указатель.

*** Погрешность дана для разворота при крене 60° в течение 10 мин.

ключателем *9* (см. рис. 3.15 и 3.16), с помощью которого включается двигатель *11*, поворачивающий следящую раму *4*, а вместе с ней и раму *5* в противоположном направлении. Следовательно, перпендикулярность собственной оси гироскопа *6* и оси внешней рамы при этом не нарушается. При совершении самолетом эволюций по тангажу на углы, большие 90°, с помощью переключателя *12* изменяется направление вращения двигателя *11*. Например, если самолет делает фигуру «петля Нестерова», то в момент, когда он окажется в перевернутом состоянии, т. е. изменит свое положение относительно главной оси гироскопа на 180°, направление вращения двигателя *11* для поворота следящей рамы следует изменить на противоположное.

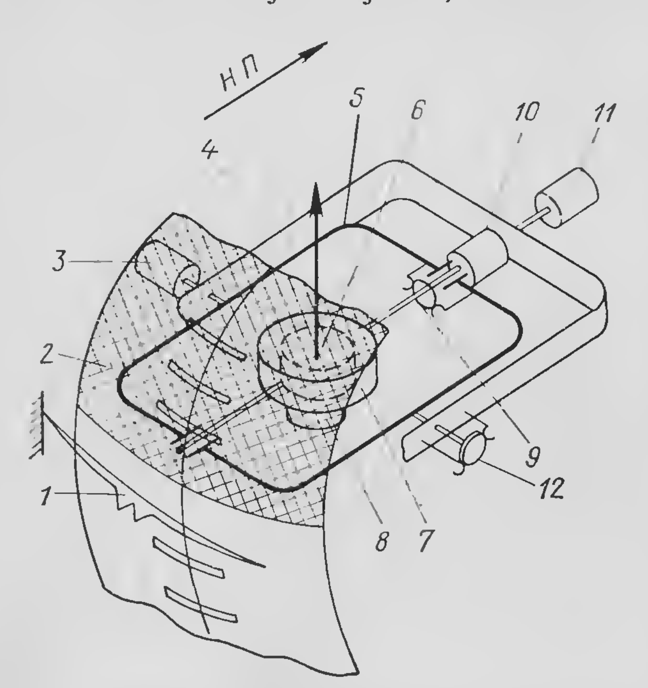


Рис. 3.15. Кинематическая схема авиагоризонта АГИ-1с:

1—силуэт самолета; *2*—сферическая шкала; *3, 10*—коррекционные двигатели; *4*—следящая рама; *5*—внешняя рама карданова подвеса; *6*—ротор гироскопа; *7*—внутренняя рама карданова подвеса; *8*—электролитический маятник; *9*—переключатель; *11*—двигатель; *12*—переключатель

При совершении самолетом эволюций по тангажу самолет обкатывается вокруг оси внешней рамы карданова подвеса и имеет поэтому диапазон работы 360°.

Индикация положения самолета относительно плоскости горизонта в АГИ-1с осуществляется по силуэту самолета (см. рис. 3.15 и 3.17), укрепленного на корпусе прибора, и сферической шкале *2*, связанной с осью внутренней рамы *7* карданова подвеса гироскопа. Сферическая шкала *2* окрашена в коричневый цвет выше линии горизонта и в голубой — ниже линии горизонта. На коричневом поле имеется надпись «Спуск», на голубом — «Подъем». Таким образом, при наборе высоты силуэт самолета вместе с самим самолетом переместится на голубое поле, как показано на рис. 3.18, *в*, так как шкала *2*, связанная с гироскопом, останется неподвижной в пространстве. Следует отметить, что показания авиагоризонта АГИ-1с по тангажу противоположны показаниям АГБ-2. Это чрезвычайно важно, так как оба прибора иногда устанавливают на одном самолете.

Для сравнения на рис. 3.18 показаны шкалы приборов АГИ-1с и АГБ-2 при различных эволюциях самолета.

Уменьшение времени начальной выставки оси собственного вращения гироскопа в вертикальное положение достигается последовательным включением обмоток возбуждения коррекционных двигателей *3* и *10* со статорными обмотками гиромотора. Кроме того, на внутренней раме *7* имеется механический маятник, который при

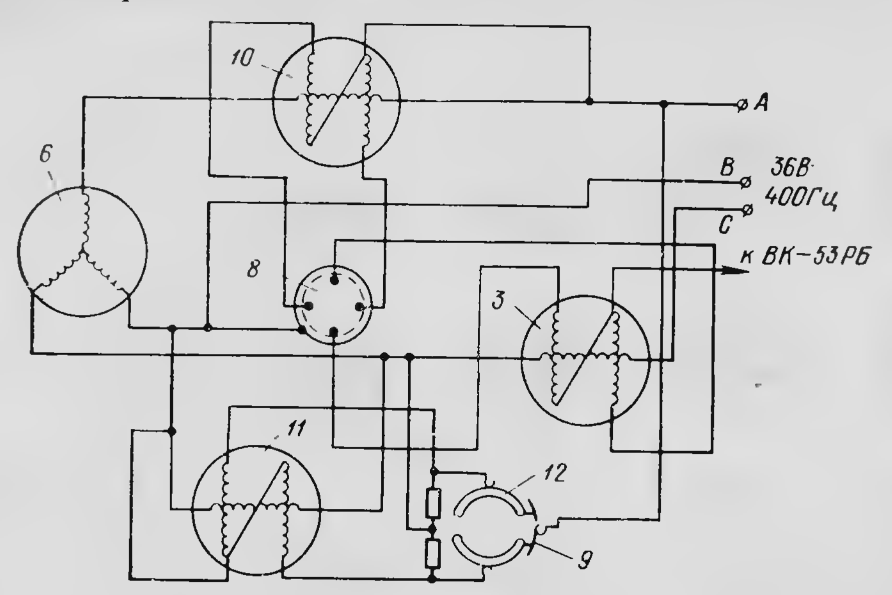


Рис. 3.16. Электрическая схема авиагоризонта АГИ-1с:
Обозначения те же, что на рис. 3.15

невключенном приборе удерживает систему рам, примерно, в нулевом положении. Для этой же цели служит механический арретир, при нажатии кнопки *15* которого (см. рис. 3.17) дополнительная следящая рама устанавливается в нулевое положение. На кнопке имеется надпись «Перед пуском нажать».

С целью уменьшения виражной погрешности авиагоризонта поперечный коррекционный двигатель *3* на вираже отключается выключателем коррекции ВК-53РБ. На лицевой стороне прибора, внизу, расположен указатель скольжения *13* и слева — рукоятка *14* для изменения положения силуэта самолета. Основные технические данные АГИ-1с приведены в табл. 3.1.

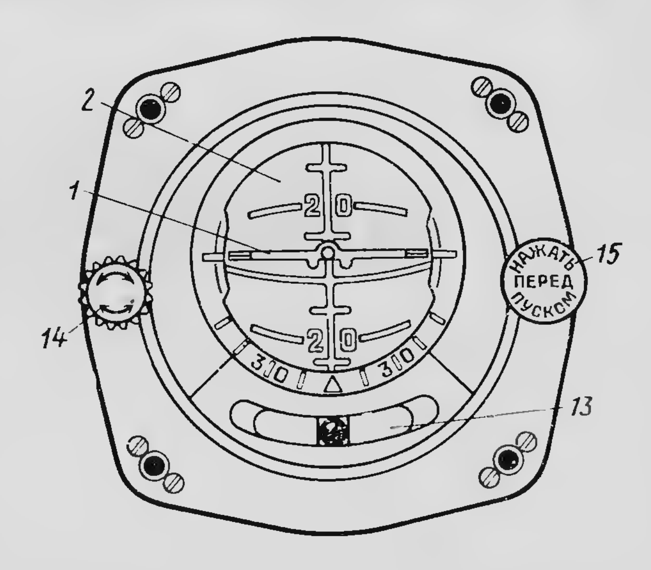


Рис. 3.17. Лицевая сторона авиагоризонта АГИ-1с:

13—указатель скольжения; *14*—рукоятка для изменения положения силуэта самолета; *15*—кнопка арретира. Остальные обозначения те же, что на рис. 3.15

3.7. АВИАГОРИЗОНТ АГД-1

Авиагоризонт дистанционный АГД-1 обеспечивает экипаж легковоспринимаемой крупномасштабной индикацией положения самолета относительно плоскости истинного горизонта и

выдает потребителям (автопилот, курсовая система, радиолокационные станции) электрические сигналы, пропорциональные отклонениям самолета по крену и тангажу.

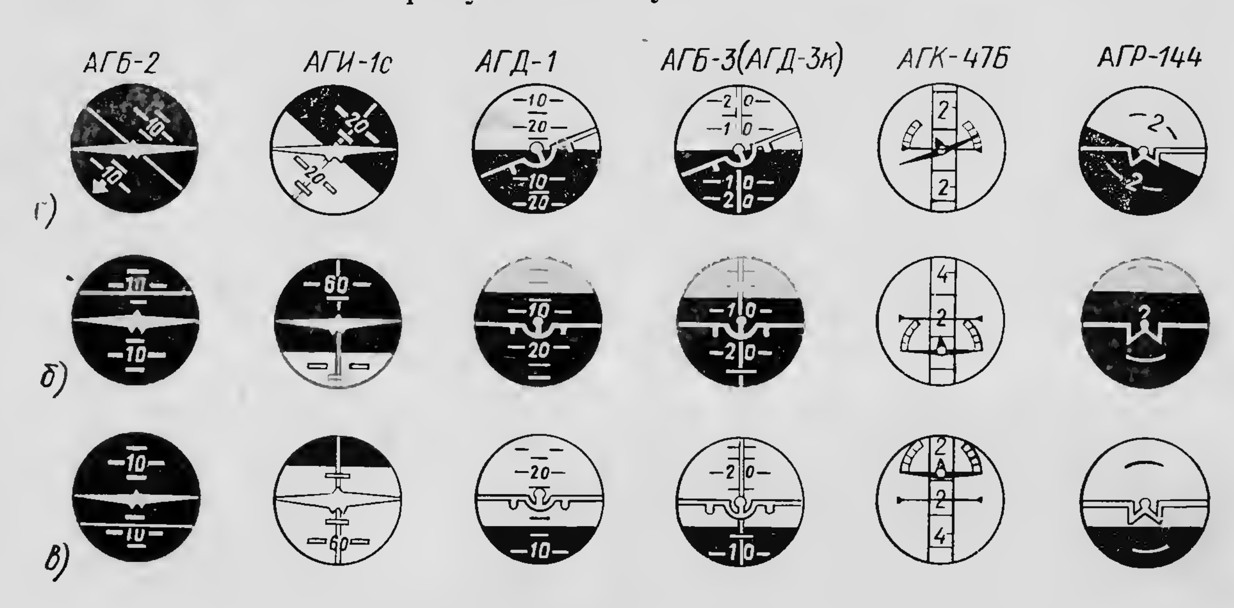


Рис. 3.18. Индикация крена и тангажа авиагоризонтов:
а — левый крен; *б* — снижение; *в* — набор высоты

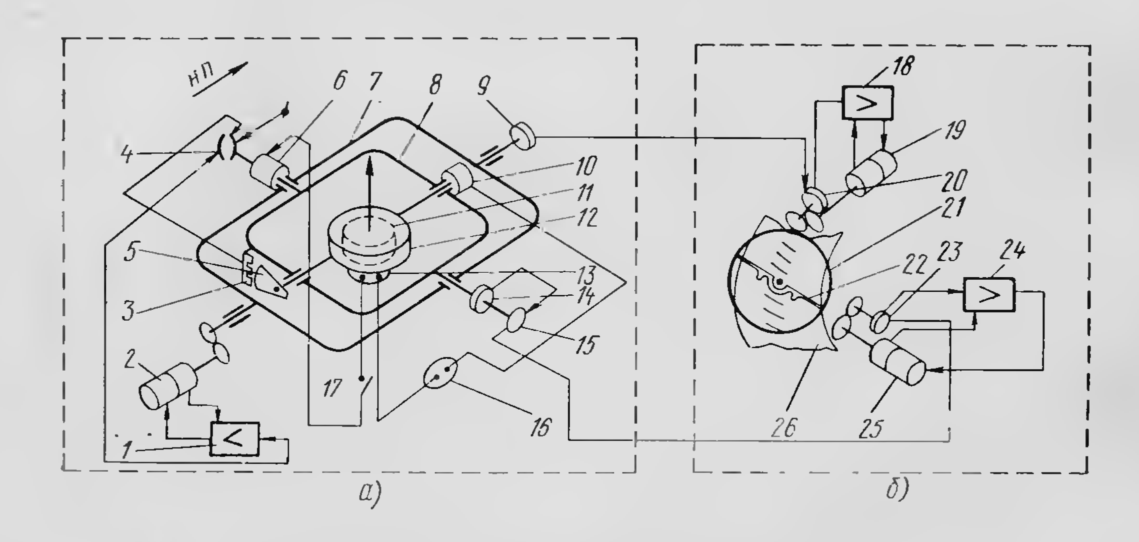


Рис. 3.19. Электромеханическая схема авиагоризонта АГД-1:
1, 18, 24—усилители; *2, 19, 25*—двигатели-генераторы; *3*—статор индукционного датчика; *4, 15*—коммутаторы; *5*—якорь индукционного датчика; *6, 10*—коррекционные двигатели; *7*—следящая рама; *8*—внешняя рама карданова подвеса; *9, 14, 20, 23*—сельсины; *11*—гиромотор; *12*—внутренняя рама карданова подвеса; *13*—электролитический маятник; *16*—жидкостный акселерометр; *17*—переключатель выключателя коррекции; *21*—шестерня; *22*—силуэт самолета; *26*—шкала тангажа

АГД-1 состоит из двух приборов: 1) трехстепенного гироскопа с маятниковой коррекцией, называемого гиродатчиком, который устанавливают возможно ближе к центру тяжести самолета; 2) указателей, помещаемых на приборных досках экипажа. К одному гиродатчику может быть подключено до трех указателей.

Принципиальная электромеханическая схема АГД-1 представлена на рис. 3.19, вид на шкалу указателя изображен на рис. 3.20.

Гиродатчик представляет собой трехстепенный гироскоп, ось внешней рамы карданова подвеса которого крепится в следящей раме *7*. Назначение следящей рамы — обеспечить работу прибора по крену в неограниченном диапазоне углов. Следящая рама *7* обеспечивает перпендикулярность оси собственного вращения гироскопа оси внешней рамы подвеса с помощью индукционного датчика *3* и двигателя-генератора *2*, управляемого усилителем *1*. Якорь *5* датчика закреплен на оси внутренней рамы, а статор *3* жестко связан с внешней рамкой *8* карданова подвеса.

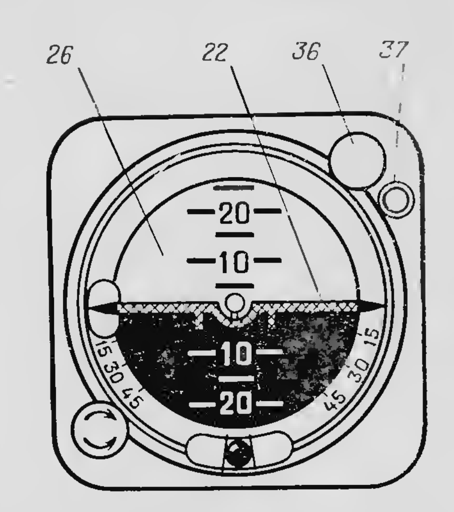


Рис. 3.20. Лицевая сторона авиагоризонта АГД-1:
36—кнопка арретира; *37*—лампа. Остальные обозначения те же, что на рис. 3.19

Коммутатор *4* изменяет направление вращения двигателя *2*, когда самолет совершает эволюции по тангажу с углами более 90°. Таким образом, следящая рама *7* выполняет те же функции, что и в авиагоризонте АГИ-1с.

Особенностью следящей системы отработки рамы *7* по крену в авиагоризонте АГД-1 является применение усилителя на полупроводниковых элементах и двигателя-генератора. Маятниковая коррекция АГД-1 аналогична коррекции АГИ-1с и АГБ-2, но отличается тем, что двигатель поперечной коррекции *6* отключается не только переключателем *17*, который управляется выключателем коррекции ВК-53РБ, но и специальным ламельным устройством (на схеме не показано) при кренах 8—10°. Кроме того, коррекционный двигатель продольной коррекции *10* управляется электролитическим маятником *13* через жидкостный акселерометр *16*. Он представляет собой устройство, аналогичное жидкостному маятнику. При продольных ускорениях самолета токопроводящая жидкость под действием инерционных сил смещается к одному из контактов и за счет увеличения электрического сопротивления цепи коррекция ослабляется на 50%.

Отклонения самолета по крену и тангажу замеряются гиродатчиком и передаются на указатель двумя идентичными следящими системами: 1) следящей системой по крену, которая состоит из сельсина-датчика *9*, сельсина-приемника *20*, усилителя *18* и двигателя-генератора *19*; 2) следящей системой по тангажу, куда входят: сельсин-датчик *14*, сельсин-приемник *23*, усилитель *24*, двигатель-генератор *25*.

Коммутатор *15* включается в следящую систему по тангажу для ее правильной работы при угле более 90°. Особенностью следящих систем в АГД-1 является использование в них в качестве исполнительных устройств двигателей-генераторов. Двигатель-

генератор представлеят собой электрическую машину, состоящую из двигателя и генератора, укрепленных на одном валу. Напряжение, вырабатываемое в генераторе, пропорционально скорости вращения двигателя. Оно в следящей системе служит сигналом скоростной обратной связи для демпфирования колебаний системы.

Двигатель-генератор *19* поворачивает шестерню *21* с силуэтом самолета *22* относительно корпуса прибора, а двигатель-генератор *25* вращает шкалу тангажа *26,* имеющую двухцветную окраску: выше линии горизонта — голубой цвет, ниже — коричневый. Таким образом, индикация показаний осуществляется по подвижному силуэту самолета и подвижной шкале тангажа.

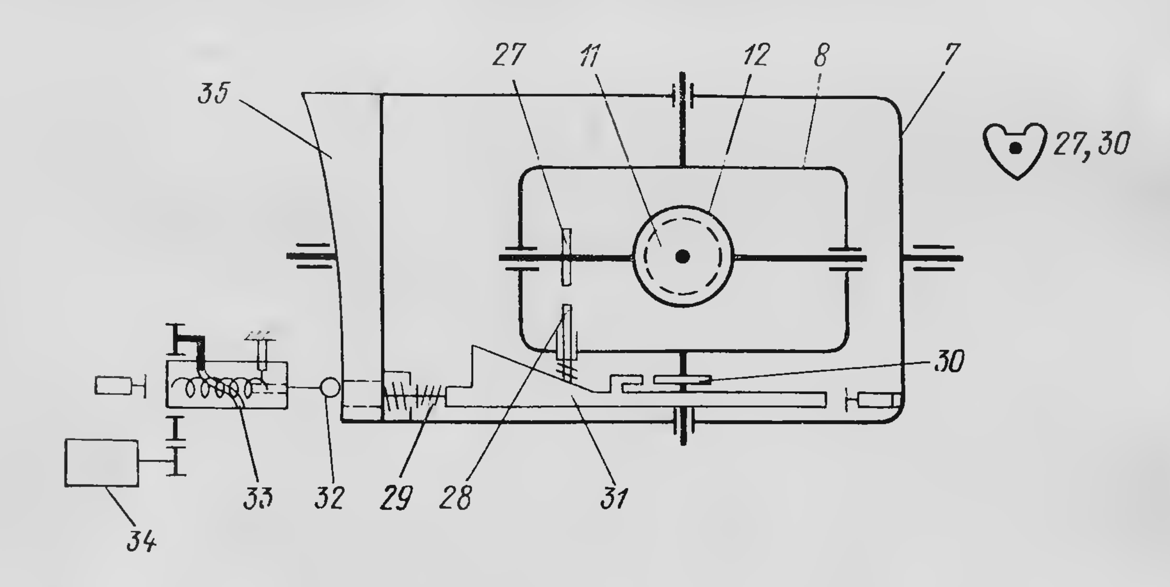


Рис. 3. 21. Кинематическая схема арретирующего устройства:

27, 30—кулачки; *28*—палец; *29*—пружина; *31*—профильная планка; *32*—ролик; *33*—шток; *34*—двигатель; *35*—профильное кольцо. Остальные обозначения те же, что на рис. 3. 19

Индикация положения самолета относительно плоскости горизонта в АГД-1 естественная, т. е. соответствующая тому образу, который представляет себе экипаж о положении самолета относительно земли. Грубый отсчет крена возможен по оцифрованной неподвижной шкале на корпусе прибора и силуэту самолета; по шкале *26* и силуэту самолета ориентировочно определяют углы тангажа. Индикация указателя АГД-1 по крену и тангажу представлена на рис. 3.18. По нашему мнению, определение положения самолета в АГД-1 удобнее, чем в АГБ-2 и АГИ-1с.

В авиагоризонте АГД-1 применено специальное устройство, называемое арретиром, которое позволяет быстро привести рамы прибора и гиромотор в строго определенное положение относительно корпуса прибора и, следовательно, самолета. Кинематическая схема электромеханического дистанционного арретирующего устройства АГД-1 изображена на рис. 3.21.

Устройство работает следующим образом. При нажатии красной кнопки *36* (см. рис. 3.20), находящейся на лицевой стороне

указателя, подается напряжение на двигатель *34* (см. рис. 3.21), который, вращаясь, заставляет поступательно перемещаться шток *33* с помощью пальца, двигающегося по винтовой прорези, т. е. вращающаяся гайка неподвижна, а винт перемещается. Шток *33* через ролик *32* упирается в дополнительную следящую раму *7*, имеющую кольцо *35* клиновидного профиля.

За счет такого профиля кольца при давлении на раму со стороны штока кольцо *35* вместе с гироузлом поворачивается вокруг оси рамы *7* до положения, пока ролик *32* не окажется в нижнем положении кольца. При этом плоскость рамы *7* параллельна плоскости крыльев самолета. Далее шток *33* перемещает профильную планку *31*, которая упирается в кулачок *30* и создает момент вокруг оси внешней рамы *8*. Под действием этого момента гироскоп прецессирует вокруг оси внутренней рамы и доходит до упора, после чего прецессия прекращается, и гироскоп начинает поворачиваться вокруг оси внешней рамы до тех пор, пока выступ планки *31* не войдет в вырез кулачка *30,* зафиксировав таким образом раму *8* в положении, при котором ось внутренней рамы параллельна продольной оси самолета.

Одновременно с этим палец *28*, упираясь в кулачок *27*, устанавливает внутреннюю раму *12* в положение, при котором ось собственного вращения гироскопа перпендикулярна осям внешней и внутренней рам карданова подвеса. Затем шток *33* под действием возвратной пружины, имеющейся в нем, откидывается в исходное положение и дает возможность планке *31* освободить кулачки *27* и *30*.

Таким образом, арретир, установив рамки гироузла в определенное положение, сразу же освобождает их. Если арретирование производится на земле, когда самолет стоит горизонтально, или в горизонтальном полете, то собственная ось вращения гироскопа устанавливается по направлению вертикали места. Осуществлять арретирование следует только в горизонтальном полете, о чем напоминает экипажу надпись на кнопке *36* «Арретировать в горизонтальном полете».

Если произвести арретирование, например при крене, то при переходе в горизонтальный полет авиагоризонт будет показывать ложный крен. Правда, под действием маятниковой коррекции собственная ось гироскопа установится в вертикальное положение, и, естественно, ложные показания исчезнут, но на это уйдет время, достаточное, чтобы экипаж мог совершить ошибки в пилотировании. Следует отметить, что электрическая схема арретирования устроена таким образом, что при включении АГД-1 под напряжение арретирование происходит автоматически, без нажатия кнопки. При повторном арретировании, например при временном нарушении электропитания АГД-1, нажатие кнопки *36* обязательно, но только при горизонтальном полете.

На лицевой стороне указателя имеется сигнальная лампа *37* (см. рис. 3.20), которая загорается, во-первых, если происходит

процесс арретирования и, во-вторых, при неисправностях в цепях питания гиромотора и постоянного тока ±27 В.

Основные технические данные АГД-1 приведены в табл. 3.1.

3.8. АВИАГОРИЗОНТ АГБ-3 (АГБ-3к)

Основное назначение авиагоризонта АГБ-3 — обеспечить экипаж легко воспринимаемой купномасштабной индикацией положения самолета или вертолета по углам крена и тангажа относительно плоскости истинного горизонта. Кроме того, авиагоризонт позволяет выдавать электрические сигналы, пропорциональные углам крена и тангажа, внешним потребителям, имеющимся на самолете и вертолете (автопилот, курсовая система и т. д.).

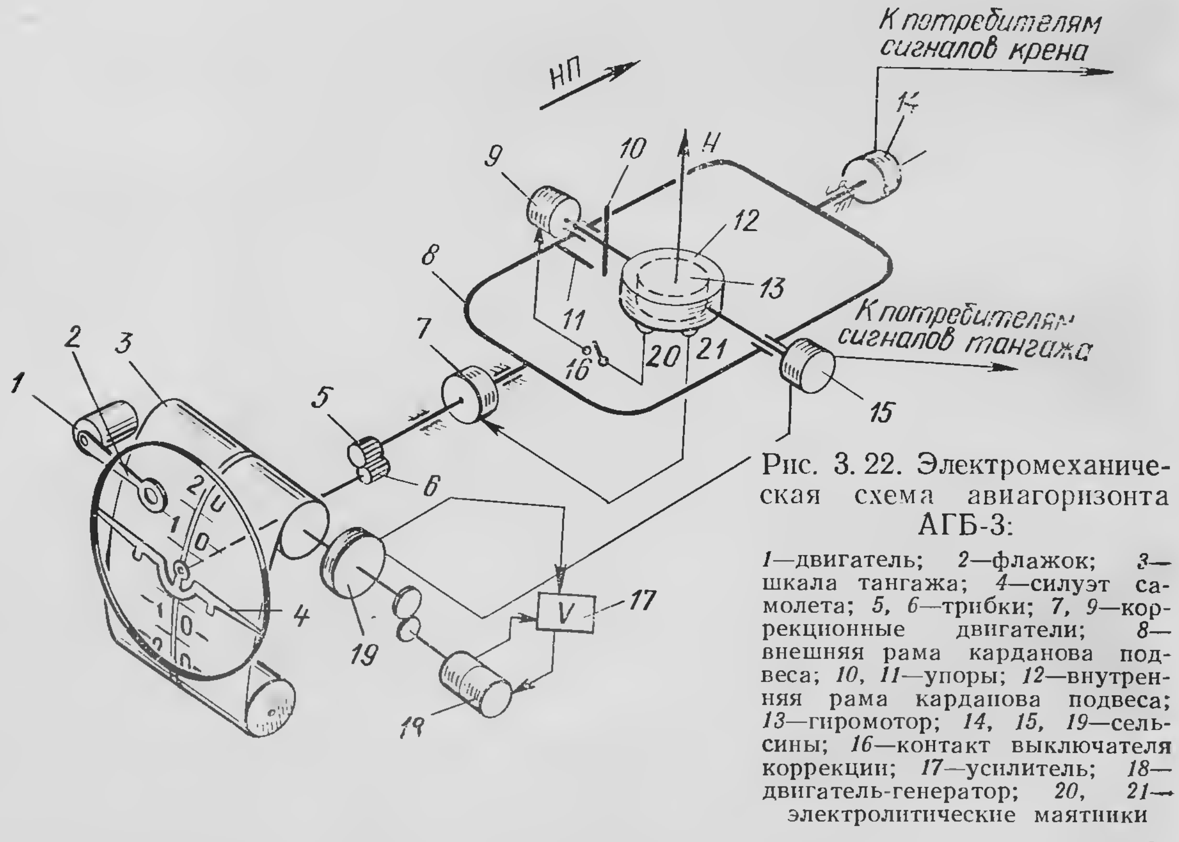


Рис. 3.22. Электромеханическая схема авиагоризонта АГБ-3:

1—двигатель; *2*—флажок; *3*—шкала тангажа; *4*—силуэт самолета; *5, 6*—трибки; *7, 9*—коррекционные двигатели; *8*—внешняя рама карданова подвеса; *10, 11*—упоры; *12*—внутренняя рама карданова подвеса; *13*—гиромотор; *14, 15, 19*—сельсины; *16*—контакт выключателя коррекции; *17*—усилитель; *18*—двигатель-генератор; *20, 21*—электролитические маятники

Авиагоризонт АГБ-3к — модификация авиагоризонта АГБ-3, отличается лишь наличием встроенной арматуры красного подсвета для освещения лицевой части прибора и окраской элементов индикации.

Электромеханическая схема авиагоризонта АГБ-3 представлена на рис. 3.22, электрическая схема — на рис. 3.23, а вид на его шкалу — на рис. 3.24.

Собственная ось гироскопа приводится в вертикальное положение системой маятниковой коррекции, в которую входят два электролитических маятника *20* и *21*, управляющие коррекционными двигателями *7* и *9*. В АГБ-3 используются однокоординатные

электролитические маятники, работающие на том же принципе, что и двухкоординатные, которые применяются в АГБ-2, АГИ-1с и АГД-1. В однокоординатном маятнике три контакта, и он реагирует на наклоны только в одном направлении. В цепи поперечной коррекции имеется контакт *16* выключателя коррекции ВК-53РБ, который разрывает цепь при совершении самолетом разворотов, уменьшая виражную погрешность.

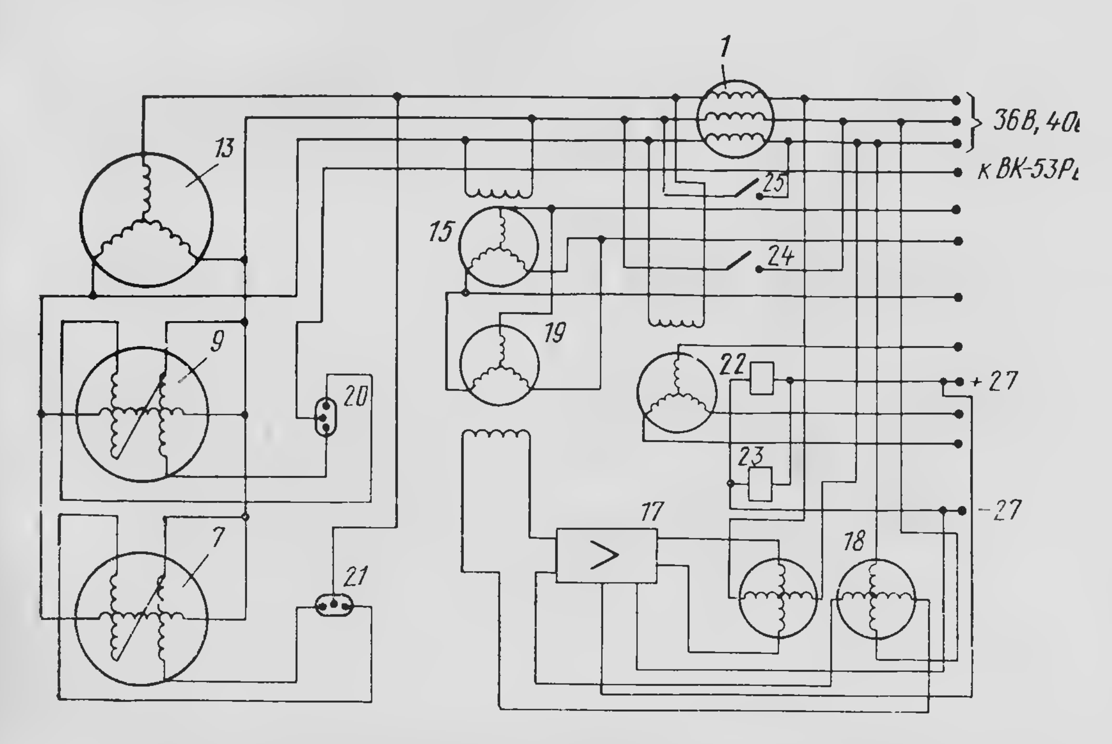


Рис. 3.23. Электрическая схема авиагоризонта АГБ-3:

22, 23—реле; *24, 25*—контакты реле *22* и *23*. Остальные обозначения те же, что на рис. 3.22

Время готовности прибора к работе в авиагоризонте сокращают механическим арретиром (на рис. 3.22 он не показан). Если самолет находится в горизонтальном положении, то арретир устанавливает рамки гироузла в исходное состояние, при котором главная ось гироскопа совпадает с вертикалью места. Арретиром пользуются перед запуском прибора, когда по тем или иным причинам необходимо быстро привести рамы прибора в исходное положение. Арретир в АГБ-3 нажимного типа, т. е. для его работы необходимо нажать кнопку *26* (см. рис. 3.24) до отказа. Рамки автоматически освобождаются от арретира при отпускании кнопки.

Работа арретирующего устройства аналогична работе арретира в авиагоризонте АГД-1. В авиагоризонте АГБ-3 арретир механический.

Для обеспечения потребителей сигналами отклонения самолета по крену и тангажу на оси внешней рамы карданова подвеса установлен сельсин-датчик *14* (см. рис. 3.22, 3.23), а на оси внутренней рамы — сельсин-датчик *15*.

На самолете авиагоризонт установлен таким образом, что ось внешней рамы *8* (см. рис. 3.22) направлена параллельно продольной оси самолета. Это обеспечивает работу прибора по крену в диапазоне углов 360°.

Ось внутренней рамы карданова подвеса параллельна в начальный момент поперечной оси самолета. Поскольку дополнительной следящей рамы в АГБ-3 нет, как у АГИ-1с и АГД-1, то рабочий диапазон по тангажу в этом авиагоризонте ограничен углами ±80°. Действительно, если самолет будет иметь угол тангажа 90°, то ось внешней рамы совместится с осью собственного вращения гироскопа. Гироскоп, потеряв одну степень свободы, становится неустойчивым. Однако для обеспечения экипажа верной индикацией о положении самолета относительно плоскости горизонта в перевернутом состоянии (например, при выполнении фигуры «петля Нестерова») в приборе применены упоры *10* и *11* (см. рис. 3.22). При выполнении сложных эволюций самолетом с углом тангажа более 80° упор *10*, расположенный на внешней раме, начнет давить на упор *11,* укрепленный на оси внутренней рамы. При этом создается момент вокруг оси внутренней рамы. По закону прецессии гироскоп под действием этого момента прецессирует, т. е. поворачивается вокруг оси внешней рамы, стремясь совместить ось собственного вращения с осью приложения момента по кратчайшему расстоянию. Таким образом, внешняя рама карданова подвеса поворачивается на 180°. Когда угол тангажа будет более 90°, упор *11* отойдет от упора *10*, прецессия прекратится, а силуэт самолета *4* окажется перевернутым на 180° относительно шкалы тангажа *3*, что укажет перевернутое положение самолета на 180° относительно плоскости горизонта.

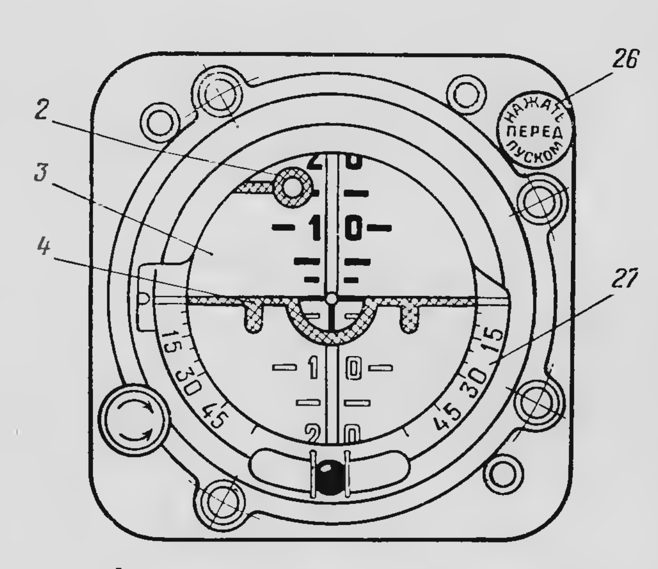


Рис. 3.24. Лицевая сторона авиагоризонта АГБ-3

26—кнопка арретира; *27*—шкала крена. Остальные обозначения те же, что на рис. 3.22

Индикация положения самолета относительно плоскости горизонта в АГБ-3 осуществляется следующим образом. При кренах корпус прибора вместе с самолетом поворачивается вокруг оси внешней рамы на угол крена, так как собственная ось вращения гироскопа сохраняет вертикальное направление. Силуэт самолета *4* при этом участвует в двух движениях: 1) переносном — вместе с корпусом прибора на угол крена γ (рис. 3.25) и 2) вращательном (трибка *6* обкатывает неподвижную по крену трибку *5*) на тот же угол γ. В результате этих двух движений силуэт самолета в пространстве поворачивается на двойной угол крена самолета. Экипаж же наблюдает угол крена по движению силуэта самолета *4* относительно шкалы *3*. При этом силуэт поворачивается на естественный угол крена в том же направлении, что и самолет.

Отсчет углов крена грубо может быть произведен по шкале *27* на корпусе прибора, а углов тангажа — по шкале *3* и силуэту самолета *4*. Шкала тангажа следует за углами тангажа самолета благодаря следящей системе, в которую входят сельсин-датчик *15,* расположенный на внутренней оси карданова подвеса, сельсин-приемник *19,* усилитель *17* и двигатель-генератор *18.* В прорези шкалы *3* проходит ось, на которой закреплен силуэт самолета.

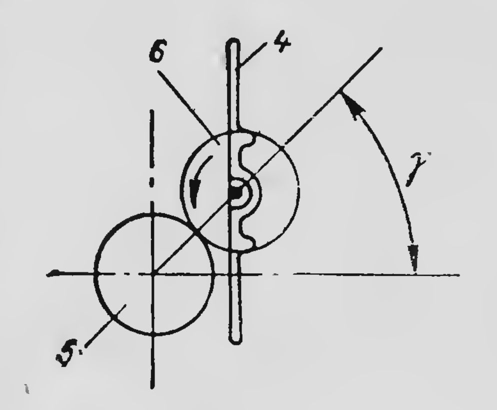


Рис. 3.25. К пояснению индикации крена в АГБ-3

Обозначения те же, что на рис. 3.22

Таким образом, показания в АГБ-3 по крену и тангажу получаются естественными и идентичными показаниям АГД-1 (см. рис. 3.18).

АГБ-3 имеет схему сигнализации отказа в цепях питания прибора, содержащую следующие элементы: двигатель отказа питания *1* с флажком *2* (см. рис. 3.22 и 3.23) и два реле *22* и *23.* Обмотки двигателя *1* включены последовательно с обмотками статора гиромотора *13.* При исправных цепях переменного тока 36 В по обмоткам двигателя протекают токи гиромотора и сельсинов-датчиков *14* и *15.*

В результате этого возникает вращающий момент на валу двигателя *1,* под воздействием которого флажок *2* сигнализатора, укрепленный на валу двигателя, убирается из видимой зоны лицевой части прибора.

Если в цепи питания гиромотора отсутствует напряжение переменного тока или произошел обрыв фазы, то момент двигателя резко падает и под воздействием пружины флажок выбрасывается в видимую зону лицевой части прибора.

Реле *22* и *23* включаются параллельно цепи питания усилителя следящей системы тангажа. При отсутствии напряжения 27 В постоянного тока контакты *24* и *25* этих реле замыкаются, шунтируя две фазы обмоток двигателя *1,* следовательно, его момент уменьшается, и пружина выбрасывает флажок *2,* который сигнализирует об отказе питания .

Таким образом, обрыв в цепи с напряжением 36 В, частотой 400 Гц или в цепи с напряжением 27 В, а также отсутствие одного из этих видов электропитания можно определить по наличию в поле зрения шкалы прибора флажка сигнализатора.

Основные технические данные АГБ-3 приведены в табл. 3.1.

3.9. АВИАГОРИЗОНТ АГК-47Б

Авиагоризонт комбинированный, так как в одном корпусе смонтированы три прибора: авиагоризонт, указатель поворота и указатель скольжения.

Назначение авиагоризонта — обеспечение экипажа информацией о положении самолета относительно плоскости горизонта. Указатель поворота служит для определения направления разворота самолета, а указатель скольжения измеряет скольжение. Указатель поворота рассмотрен в разд. 4.2, а указатель скольжения — в разд. 3.11. Упрощенные кинематическая, электрическая схемы и лицевая сторона авиагоризонта представлены на рис. 3.26, 3.27, 3.28; все обозначения на рисунках одинаковые.

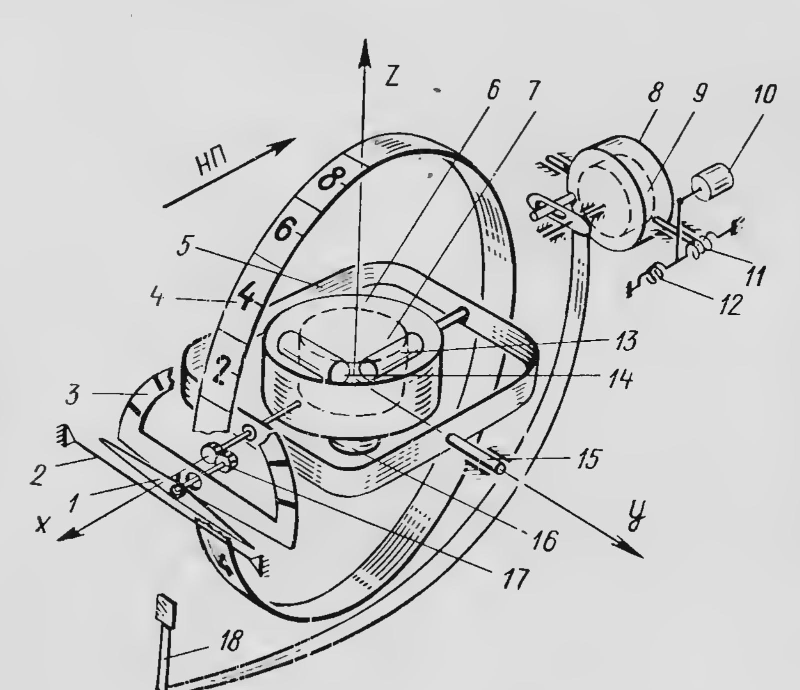


Рис. 3.26. Кинематическая схема авиагоризонта АГК-47Б:

1—силуэт самолета; *2*—линия горизонта; *3*—шкала крена; *4*—шкала тангажа; *5*—внешняя рама карданова подвеса; *6*—внутренняя рама карданова подвеса; *7*—гиромотор; *8*—кожух гиромотора указателя поворота; *9*—гиромотор указателя поворота; *10*—пневматический демпфер; *11*, *12*—пружина; *13*, *14*—соленоиды; *15*—ось внешней рамы; *16*—электролитический маятник; *17*—зубчатая пара; *18*—индекс указателя поворота

Собственная ось вращения гироскопа *7* (см. рис. 3.26, 3.27) приводится в вертикальное положение с помощью маятниковой системы коррекции, куда входят электролитический маятник *16* и два соленоида *13* и *14*. Соленоид *13* располагается перпендикулярно внешней оси *y* карданова подвеса, а соленоид *14* — перпендикулярно внутренней оси *x* карданова подвеса на внутренней раме *6*, выполненной в виде кожуха. Каждый из соленоидов имеет по две обмотки, создающих при прохождении по ним токов магнитные поля противоположного направления. В соленоидах имеются металлические сердечники, которые имеют возможность перемещаться внутри соленоидов. Если собственная ось вращения гироскопа совпадает с направлением местной вертикали, то с электролитического маятника на обмотки соленоидов поступают одинаковые сигналы и сердечники, находясь в среднем положении, не создают моментов вокруг осей карданова подвеса. При отклонении главной оси гироскопа от вертикального направления токи, протекающие по обмоткам соленоидов, будут не равны вследствие неодинаковых сопротивлений между контактами электролитического маятника. Это приведет к перемещению сердечников в соленоидах, и за счет их веса вокруг осей карданова подвеса возникнут моменты, которые возвратят ось собственного вращения гироскопа к вертикальному положению. Так соленоид *14* участвует в создании момента вокруг внутренней оси карданова подвеса, а соленоид *13* — вокруг внешней оси подвеса.

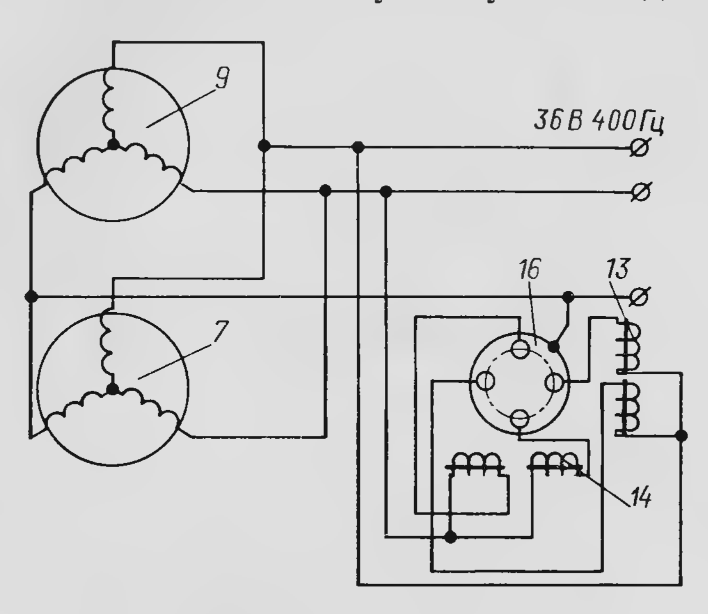


Рис. 3.27. Электрическая схема авиагоризонта АГК-47Б:

7—гиромотор авиагоризонта; *9*—гиромотор указателя поворота; *13*, *14*—соленоиды; *16*—электролитический маятник. Остальные обозначения те же, что на рис. 3.26

Внешняя ось карданова подвеса авиагоризонта параллельна поперечной оси самолета, поэтому индикация тангажа осуществляется по круговой шкале *4*, связанной с внешней рамой карданова подвеса *5*, и линии горизонта, связанной с корпусом прибора. При пикировании или кабрировании линия горизонта перемещается относительно неподвижной шкалы — пилоту картина представляется обратной: силуэт самолета *1* вместе со шкалой *4* опускается или поднимается относительно линии горизонта. Индикация крена осуществляется по относительному положению силуэта самолета *1*, связанного с внутренней рамой карданова подвеса, и шкалы *3*, закрепленной на внешней раме карданова подвеса. Для того чтобы индикация крена была естественной, т. е. силуэтик самолета имитировал крен относительно плоскости горизонта, так же как и в АГБ-3, в АГК-47Б применена пара шестерен с передаточным отношением 1 : 1 (см. разд. 3.8). Шкала тангажа имеет оцифровку через 20°, а шкала крена имеет разметку через 15°. Индикация крена и тангажа у АГК-47Б при эволюциях самолета представлена на рис. 3.18.

В авиагоризонте имеется механический арретир фиксированного типа, т. е. если в АГБ-3 и АГД-1 арретир работает только тогда, когда нажата кнопка, то в АГК-47Б имеется возможность, выдвинув шток арретира *20* (рис. 3.28) на себя, зафиксировать его в этом положении. При арретированном приборе на лицевой стороне прибора появляется красный флажок с надписью «Арретир». Когда прибор заарретирован, ось собственного вращения гироскопа совпадает с вертикальной осью самолета, а оси *y* и *x* совпадают соответственно с продольной и поперечной осями самолета. На

рукоятке управления арретиром написано «Арретир тянуть».

С помощью кремальеры *22* можно в некоторых пределах изменять положение линии искусственного горизонта относительно корпуса прибора, что иногда целесообразно делать для удобства выдерживания траектории полета по тангажу, при длительном негоризонтальном полете.

Рис. 3.28. Лицевая сторона авиагоризонта АГК-47Б:

1—силуэт самолета; *2*—линия горизонта; *3*—шкала кренов; *4*—шкала тангажа; *18*—индекс указателя поворота; *19*—флажок; *20*—шток арретира; *21*—указатель скольжения; *22*—кремальера

Как и всякий авиагоризонт, АГК-47Б подвержен виражной ошибке, но ввиду того, что он предназначен для установки на легкомоторные самолеты, где может не быть выключателя коррекции, отключение коррекции в нем не производится. В то же время для уменьшения ошибки при левом вираже прибор сконструирован таким образом, что нормальным положением оси собственного вращения является ее наклоненное положение вперед, по полету, на 2°. Уменьшение ошибки именно для левого виража, вероятно, можно объяснить тем, что самолеты чаще совершают левые виражи, поскольку командир самолета сидит в кабине на левом кресле.

Действительно, при левом вираже электролитический маятник будет показывать кажущуюся вертикаль, которая отклоняется внутрь виража (см. разд. 3.4) на угол

$$\beta = \operatorname{arctg}\frac{\omega V}{g}, \qquad (3.11)$$

где ω — угловая скорость виража; V — скорость полета самолета; g — ускорение силы тяжести.

Под действием системы поперечной коррекции с помощью соленоида *13* гироскоп начнет прецессировать в сторону кажущейся вертикали со скоростью

$$\dot{\beta} = K_y' \operatorname{arctg}\frac{\omega V}{g}, \qquad (3.12)$$

где K_y' — удельная скорость прецессии гироскопа, возникающая под действием системы коррекции, когда отклонение оси гироскопа от направления вертикали составляет один радиан.

В то же время при развороте конец собственной оси вращения

гироскопа будет разворачиваться вокруг положения истинной вертикали со скоростью

$$\omega_\gamma = \omega\alpha_0, \qquad (3.13)$$

где α_0 — начальный угол наклона оси собственного вращения гироскопа вперед (рис. 3.29), направленной в противоположную сторону, так как гироскоп стремится сохранить положение оси собственного вращения в пространстве неизменным. Направление скорости ω_γ противоположно направлению скорости прецессии гироскопа $\dot{\beta}$.

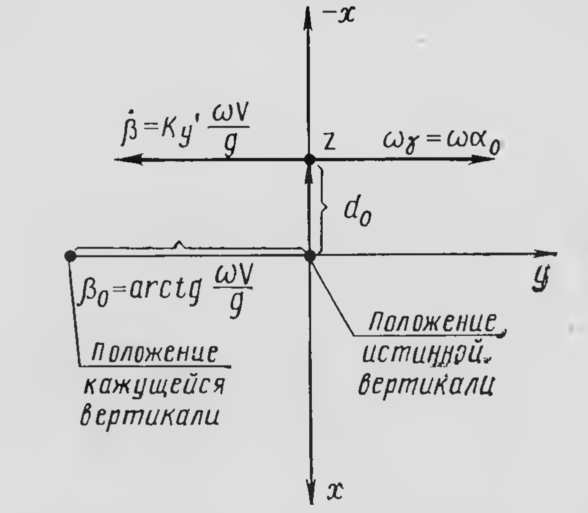


Рис. 3.29. К пояснению компенсации виражной ошибки

Очевидно, для того чтобы при левом вираже не было ошибки, необходимо выполнение условия

$$\dot{\beta} = \omega_\gamma, \qquad (3.14)$$

или для небольших углов β_0 (3.14) можно записать

$$K_y' \frac{\omega V}{g} = \omega\alpha_0, \qquad (3.15)$$

откуда

$$\alpha_0 = \frac{K_y' V}{g}. \qquad (3.16)$$

Зная K_y авиагоризонта и наиболее употребительные скорости, при которых происходит разворот, можно определить необходимый угол α_0 наклона оси гироскопа.

Основные технические данные АГК-47Б приведены в табл. 3.1.

3.10. АВИАГОРИЗОНТ АГР-144

Авиагоризонт АГР-144 является комбинированным прибором; в нем смонтированы три прибора: авиагоризонт, указатель поворота и указатель скольжения.

Назначение авиагоризонта — обеспечение экипажа информацией о положении самолета относительно плоскости горизонта Указатель поворота служит для определения наличия и направления разворота самолета вокруг его вертикальной оси. Указатель скольжения измеряет скольжение самолета. Кроме того, при координированном развороте самолета с линейной скоростью 500 км/ч указатель поворота показывает крен.

Работа указателя поворота рассмотрена в разд. 4.2, а указателя скольжения — в разд. 3.11.

Упрощенная кинематическая схема представлена на рис. 3.30, лицевая сторона авиагоризонта — на рис. 3.31; обозначения на рисунках одинаковые.

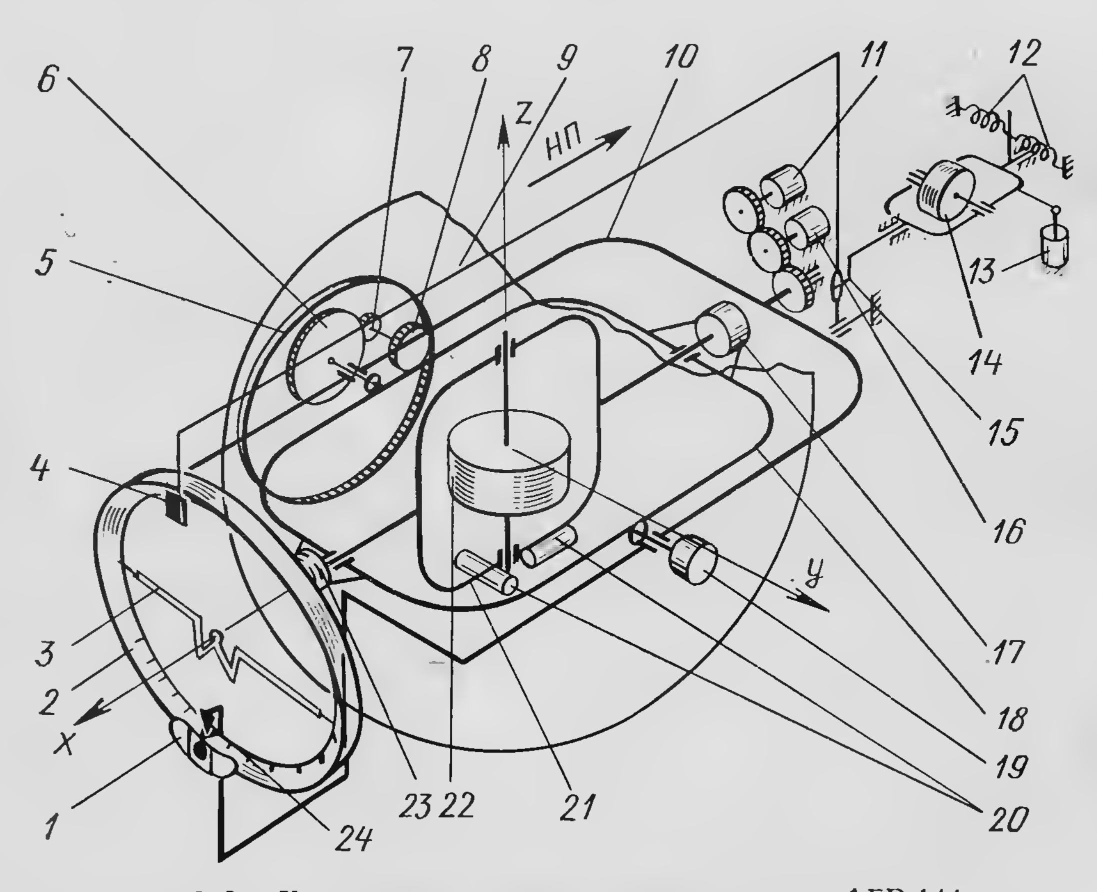


Рис. 3.30. Кинематическая схема авиагоризонта АГР-144:

1—указатель скольжения; *2*—шкала крена; *3*—силуэт самолета; *4*—индекс указателя поворота; *5, 6, 7, 8*—зубчатые колеса; *9*—сферическая шкала тангажа; *10*—следящая рама; *11*—тахогенератор; *12*—пружины; *13*—демпфер; *14*—гиромотор указателя поворота; *15*—поводок; *16*—двигатель; *17*—продольный коррекционный двигатель; *18*—внешняя рама карданова подвеса; *19*—поперечный коррекционный двигатель; *20*—однокоординатные электролитические маятники; *21*—внутренняя рама карданова подвеса; *22*—гиромотор; *23*—индукционный датчик; *24*—индекс указателя поворота

Собственная ось вращения гироскопа приводится в вертикальное положение с помощью маятниковой системы коррекции, куда входят два электролитических маятника *20*, укрепленных на внутренней раме *21* карданова подвеса; коррекционный двигатель продольной коррекции *17* и коррекционный двигатель поперечной коррекции *19*. Система коррекции аналогична системе коррекции авиагоризонта АГБ-3.

Внешняя ось карданова подвеса авиагоризонта параллельна в начальный момент поперечной оси самолета, и для предотвращения совмещения оси собственного вращения с осью внешней рамы в авиагоризонте используется дополнительная следящая рама *10*, ось которой совпадает с продольной осью самолета. Дополнительная следящая рама может поворачиваться относительно корпуса самолета с помощью двигателя *16*, управляемого через усилитель индукционным датчиком *23*, замеряющим угол между собственной осью вращения гироскопа и плоскостью внешней рамы карданова подвеса *18*. Если этот угол не равен 90°, что происходит, когда самолет имеет крен, двигатель *16* разворачивает следящую раму относительно самолета в положение, при котором сохраняется перпендикулярность оси собственного вращения и плоскости внешней рамы. Тахогенератор *11* включен в следящую систему для повышения ее динамических характеристик. Система предотвращения совмещения осей карданова подвеса авиагоризонта аналогична такой же системе гиродатчика АГД-1.

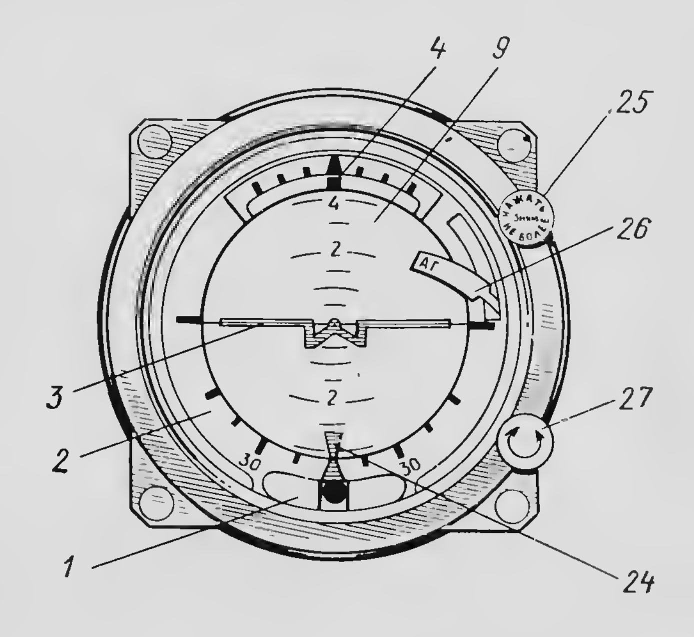


Рис. 3.31. Лицевая сторона авиагоризонта АГР-144:

1—указатель скольжения; *2*—шкала крена; *3*—силуэт самолета; *4*—индекс указателя поворота; *9*—сферическая шкала тангажа; *24*—индекс указателя крена; *25*—кнопка ускорителя коррекции; *26*—сигнализатор отказов (флажок); *27*—кремальера. Остальные обозначения те же, что на рис. 3.30

Система индикации авиагоризонта выполнена по типу «вид с самолета на землю». Положение самолета по тангажу определяется по сферической шкале *9* и силуэту самолета *3*. Сферическая шкала разделена линией горизонта на две полусферы, и верхняя часть окрашена в серый цвет — «небо», нижняя в черный «земля». Сферическая шкала *9* подвешена на оси внешней рамы на подшипниках и связана с внешней рамой через зубчатую передачу (колеса *6, 7, 8, 5*, колесо *5* крепится к сфере) с передаточным отношением 1 : 1. Вследствие этого при поворотах корпуса прибора вместе с самолетом относительно поперечной оси сферическая шкала поворачивается в ту же сторону относительно корпуса на угол поворота самолета, т. е. направление вращения шкалы тангажа таково, что при кабрировани силуэт самолета *3* оказывается на сером фоне, при пикировании — на черном фоне шкалы тангажа (кинематика зубчатой передачи аналогична пере-

дачи по крену в АГБ-3). Угол тангажа отсчитывается по положению центра силуэта самолета *3* — относительно сферической шкалы *9*, на которую нанесены отметки углов тангажа. Отметки нанесены через 10°, оцифрованы через 20°.

Индикация крена самолета осуществляется по силуэту самолета *3* и линии горизонта, нанесенной на сферической шкале *9*. Отсчет углов крена производится по индексу *24*, связанному со следящей рамой *10*, и шкале *2*, на которой нанесены деления через 15°. Следящая рама *10* стабилизирована по крену, поэтому при повороте корпуса прибора вместе с самолетом силуэт самолета вращается относительно линии горизонта и индекса *24*, пилоту же представляется шкала кренов *2* и силуэт самолета неподвижными, а линия горизонта подвижной.

Индикация тангажа и крена АГР-144 при эволюциях самолета представлена на рис. 3.18.

Для обеспечения минимального времени готовности прибора, т. е. минимального времени установления оси собственного вращения гироскопа в вертикальное положение, и предохранения подшипников карданова подвеса от повреждения при транспортировке в авиагоризонте применен электромеханический стопор (на рис. 3.30 не показан). При отсутствии электрического питания стопор удерживает внешнюю раму карданова подвеса в пределах ±30° от нулевого положения и фиксирует следящую раму в том положении, в котором ее застало отключение питания. Стопор отличается от арретира тем, что фиксирует рамки не в строго определенном положении относительно корпуса прибора, а в некотором диапазоне углового положения.

Когда внешняя рама карданова подвеса и следящая рама застопорены, на лицевой стороне прибора появляется красный флажок *26*, сигнализирующий о том, что пользоваться прибором нельзя.

Стопорное устройство управляется двигателем Д1, включенным в схему прибора так, как показано на рис. 3.32. При отсутствии питания 36 В 400 Гц имеющаяся в схеме пружина, не встречая сопротивления со стороны момента двигателя Д1, стопорит рамки гироскопа с помощью специальных механических устройств. При этом флажок *26* находится в поле зрения.

При подаче питания 36 В 400 Гц на прибор в первичных обмотках импульсных трансформаторов Тр1 и Тр2 появляются большие пусковые токи, так как они включены последовательно с гиромоторами авиагоризонта и указателя поворота Д2 и Д3. Сигналы, снимаемые со вторичных обмоток, поступают в блок ИПТ-1 (индикатор потребляемого тока). Схема ИПТ-1 такова, что пока во вторичных обмотках трансформаторов проходят токи определенной величины, реле Р обесточено и двигатель Д1 не работает, стопор фиксирует рамки; флажок в поле зрения. После того как обороты ротора достигнут определенной величины, токи уменьшатся, сработает реле Р и своими контактами включит обмотку управления

двигателя Д1. Двигатель Д1, преодолев сопротивление упомянутой выше пружины, освободит рамки от стопорения, уберет из поля зрения красный флажок.

Если в процессе работы прибора произойдет обрыв фазы питающего напряжения, то на вторичной обмотке трансформатора Тр1 сигнала практически не будет, так как первичные обмотки окажутся включенными встречно. Это приведет к тому, что ИПТ-1 обесточит реле Р и под действием двигателя Д1 застопорятся рамки *10* и *18*, при этом красный флажок, сигнализирующий о невозможности пользоваться прибором, появится в видимой зоне шкалы. К такому же результату приводит и заклинивание гиромотора. При заклинивании гиромотора токи в фазах становятся большими и превышают пусковые значения, а это, как сказано выше, ведет к обесточиванию реле Р и выключению двигателя Д1. Таким образом, наличие красного флажка в поле зрения может означать отсутствие питания, разгон гиромотора, обрыв фазы питания, заклинивание гиромотора.

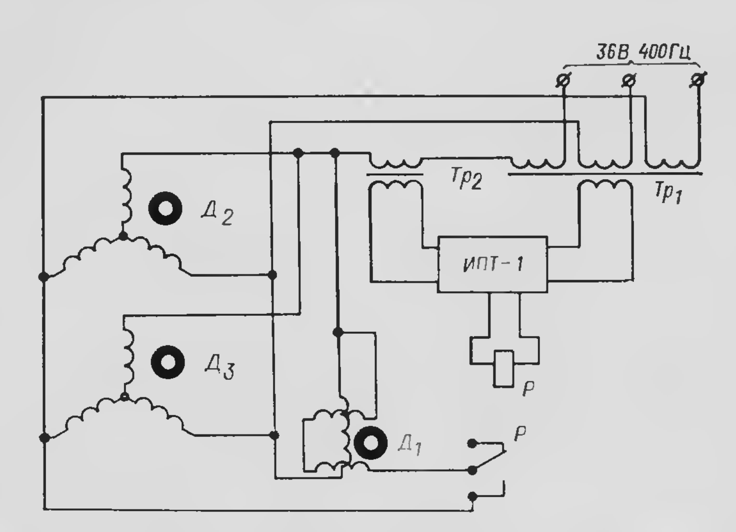


Рис. 3.32. К пояснению работы сигнализатора отказов

Для уменьшения виражных ошибок в электрической схеме прибора предусмотрены выводы к подключению к внешним выключателям поперечной и продольной коррекций.

На лицевой стороне прибора имеется кнопка *25* с надписью «Нажать 3 мин не более», с помощью которой осуществляется ускоренная коррекция прибора, например, при начальной ориентации собственной оси гироскопа или для уничтожения больших послевиражных ошибок.

Кремальера *27* служит для перемещения силуэта самолета *3* относительно корпуса прибора.

Основные технические данные авиагоризонта АГР-144 приведены в табл. 3.1.

3.11. УКАЗАТЕЛЬ СКОЛЬЖЕНИЯ

На лицевой части всех авиагоризонтов располагается еще один прибор — указатель скольжения. Он предназначен для определения наличия и направления скольжения. Скольжение характеризуется углом β (рис. 3.33) между вектором истинной воздушной скорости *V* и плоскостью симметрии самолета.

Не рассматривая причин, вызывающих несовпадение вектора истинной воздушной скорости с продольной осью самолета, отметим, что при наличии скольжения на самолет действует сила Q_z в направлении, противоположном скольжению, возникающая в результате несимметричного обдува самолета набегающим потоком воздуха. Равнодействующая R аэродинамических сил самолета

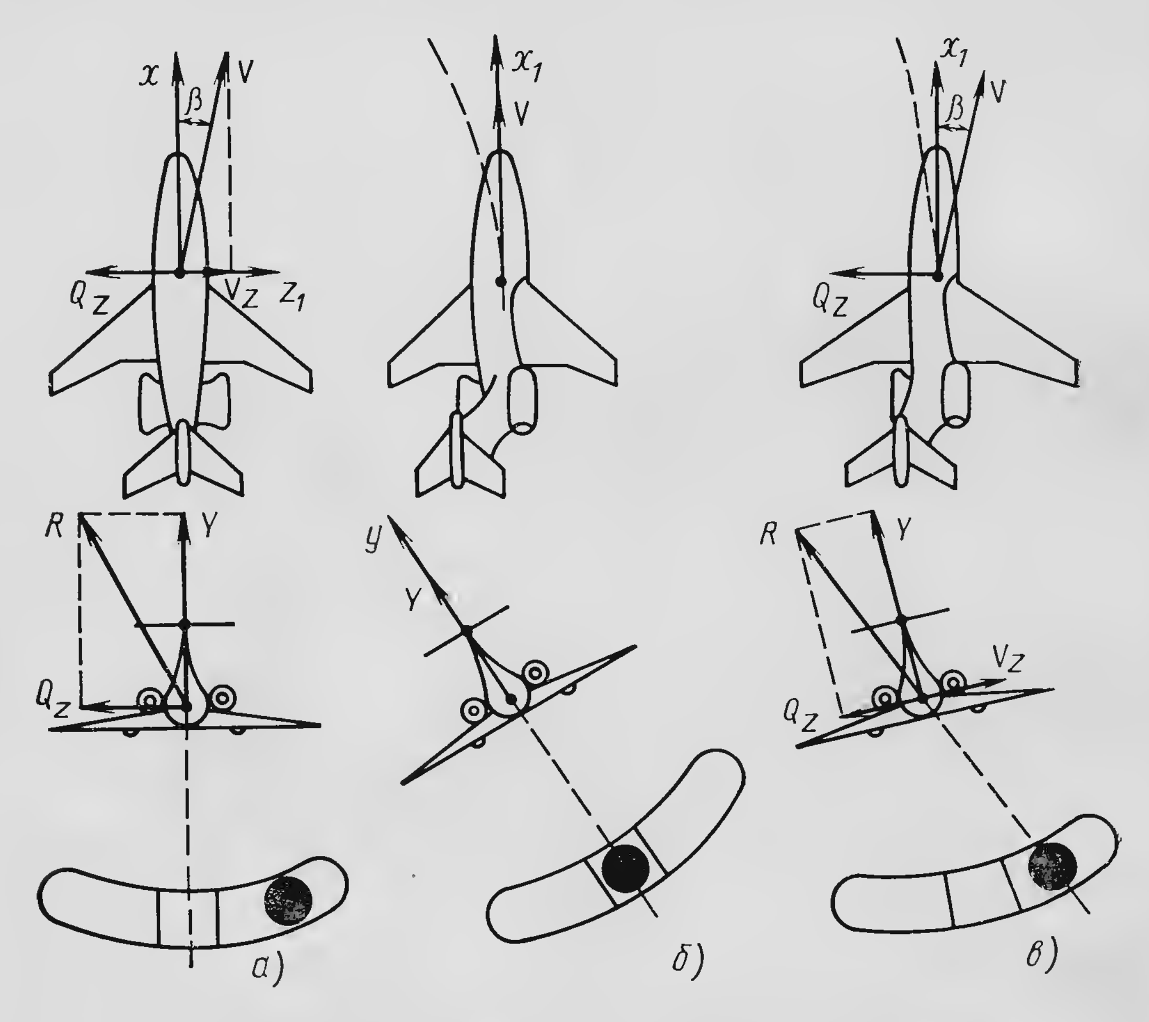


Рис. 3. 33. К пояснению работы указателя скольжения:
а—горизонтальный полет со скольжением на правое крыло; *б*—координированный левый разворот; *в*—левый разворот с внешним скольжением (на правое крыло)

лежит в плоскости, не совпадающей с плоскостью симметрии самолета. Указатель скольжения измеряет угол между равнодействующей силой R и плоскостью симметрии, который характеризует наличие и направление скольжения. Он представляет собой изогнутую стеклянную трубку, заполненную толуолом, в которой находится тяжелый шарик черного цвета. Тыльная сторона трубки окрашена либо светомассой, либо белой краской; в середине трубки имеются две риски.

Указатель скольжения располагается на самолете в плоскости, перпендикулярной плоскости симметрии самолета, и шарик имеет одну степень свободы, практически только вдоль оси Oz_1 самолета.

Указатель скольжения следует рассматривать как физический маятник с осью чувствительности, лежащей в плоскости трубки.

Он представляет собой устройство, реагирующее на ускорение объекта, и состоит из массы (в нашем случае шарик), которая при ускоренном движении объекта вдоль оси чувствительности будет отклоняться в сторону, противоположную ускорению. В результате возникнет некоторое перемещение шарика относительно корпуса, которое будет характеризовать величину и направление действующего ускорения.

На рис. 3.33,*а* изображен самолет, совершающий горизонтальный полет с углом скольжения β. При этом возникает аэродинамическая сила, из-за которой шарик переместится относительно трубки, как это показано на рис. 3.33,*а*.

При выполнении самолетом координированного разворота, характеризующегося отсутствием скольжения, по оси чувствительности маятника не действуют никакие силы и он будет находиться в центре трубочки (рис. 3.33,*б*).

Если самолет совершает левый разворот с внешним скольжением (рис. 3.33,*в*), то шарик из-за действия проекции аэродинамической силы Q_z будет занимать положение справа.

Имеющаяся в приборе прозрачная вязкая жидкость — толуол, служит для демпфирования возможных колебаний шарика.

За счет трения между шариком и стенками трубки у указателя скольжения может быть зона застоя, не превышающая $\pm 1,5°$.

3.12. ЛЕТНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ АВИАГОРИЗОНТОВ

Летная эксплуатация включает в себя предполетный и послеполетный осмотр и определенные правила обращения с прибором в полете.

Перед полетом при визуальном осмотре экипаж должен убедиться, что видимых дефектов нет, что прибор надежно закреплен на приборной доске.

При движении самолета по земле (рулении) авиагоризонты, имеющие арретиры, должны быть разарретированы, так как в противном случае за счет толчков, тряски и поворотов подшипники подвеса гироскопа испытывают значительные нагрузки от возникающих при этом гироскопических моментов, что приводит к уменьшению ресурса работы приборов.

С помощью арретирующих устройств собственная ось вращения гироскопа устанавливается не по направлению местной вертикали, а занимает определенное положение относительно осей самолета, поэтому, если самолет стоит не горизонтально, прибору необходимо еще некоторое время, чтобы система коррекции привела главную ось к положению местной вертикали. По этой же причине пользоваться арретиром, когда невозможно определить положение плоскости истинного горизонта, нельзя.

Исправность работы авиагоризонта необходимо периодически проверять, сравнивая показания одного прибора с показаниями

других авиагоризонтов и гировертикали. Кроме того, при координированном развороте показания по крену авиагоризонтов могут качественно сравниваться с показаниями указателя поворота, так как указатель поворота типа ЭУП-53 при скорости полета 500 км/ч показывает, кроме направления разворота, еще и крен.

Перед входом в облачность рекомендуется проверить работу авиагоризонтов, совершая самолетом кратковременные эволюции по крену ($\pm 5°$) и контролируя правильность индикации по авиагоризонту.

В авиагоризонтах АГД-1 и АГБ-3 с помощью кремальеры регулировки положения линии горизонта по тангажу можно проверить функционирование следящей системы тангажа; при вращении кремальеры по часовой стрелке в АГБ-3 линия горизонта должна перемещаться вниз, против часовой стрелки — вверх (в АГД-1 — наоборот).

Следует помнить, что после длительных эволюций самолета: виражей, разворотов, торможения, разгона, в авиагоризонтах за счет действия ускорений при включенной коррекции и за счет собственного ухода гироскопа при отсутствии коррекции накапливается ошибка в определении вертикали места, для устранения которой необходимо некоторое время.

Экипаж должен следить за сигнализацией отказов (в авиагоризонтах АГ-144, АГД-1, АГБ-3).

Следует также учитывать, что при отказе питания 36 В 400 Гц такие авиагоризонты, как АГБ-2, АГИ-1, могут индицировать крен и курс еще некоторое время (5 мин), пока кинетический момент гироскопа за счет выбега гиромотора по инерции еще остается значительным и гироскоп не теряет своих стабилизирующих свойств. Это справедливо и для АГБ-3 (АГБ-3к), но только по каналу крена, так как по каналу тангажа имеется электромеханическая следящая система, требующая электропитания.

Глава 4

ПРИБОРЫ ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ УГЛОВЫХ СКОРОСТЕЙ И УСКОРЕНИЙ САМОЛЕТА

4.1. СВОЙСТВА ГИРОСКОПА С ДВУМЯ СТЕПЕНЯМИ СВОБОДЫ

Гироскоп с двумя степенями свободы состоит из ротора и рамы и имеет движение относительно оси собственного вращения и оси рамы, называемой осью прецессии.

Если закрепить ось внешней рамы гироскопа с тремя степенями свободы (см. рис. 2.1), то получим гироскоп с двумя степенями свободы (рис. 4.1).

Если в уравнениях для трехстепенного гироскопа (2.19) предположить

$$\dot{\alpha}=\ddot{\alpha}=0,$$

что выражает отсутствие вращения относительно оси y, то получим уравнения для гироскопа с двумя степенями свободы

$$-H\dot{\beta}=M_y;\quad I_x\ddot{\beta}=M_x. \qquad (4.1)$$

Второе уравнение системы (4.1) показывает, что при воздействии на гироскоп относительно оси x момента внешних сил M_x (ось прецессии гироскопа) он начинает вращаться относительно оси x с ускорением $\ddot{\beta}$, которое равно

$$\ddot{\beta}=M_x/I_x, \qquad (4.2)$$

где I_x — момент инерции гироскопа и рамы относительно оси x.

Если момент внешних сил был вызван импульсом силы, то сообщенная гироскопу в начальный момент угловая скорость $\dot{\beta}$ остается постоянной. Следовательно, под действием импульса силы, действующей относительно оси прецессии, гироскоп с двумя степенями свободы начинает вращаться с постоянной скоростью, сообщенной ему в начальный момент.

Таким образом, гироскоп с двумя степенями свободы не обладает устойчивостью, что и наблюдается, например, в авиагоризонтах, когда ось собственного вращения гироскопа с тремя степенями свободы совмещается с внешней осью карданова подвеса и гироскоп теряет одну степень свободы.

Следует отметить, что от движения гироскопа вокруг оси x со скоростью $\dot{\beta}$ возникает гироскопический момент, так как ротор

участвует в двух движениях: вокруг оси собственного вращения и вокруг оси прецессии. Гироскопический момент стремится совместить ось собственного вращения z с осью x вынужденного вращения, но поскольку в гироскопе нет такой оси, вокруг которой могло бы происходить это движение, то момент воспринимается подшипниками прибора, т. е. на подшипники действует дополнительная нагрузка.

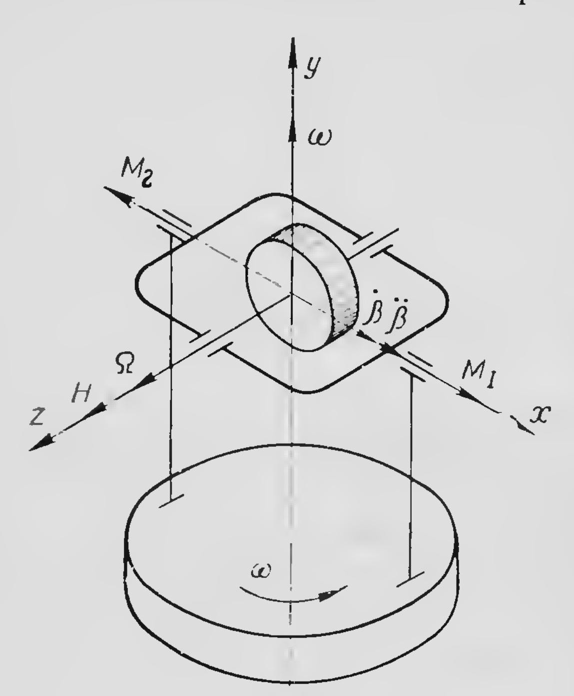


Рис. 4.1. Гироскоп с двумя степенями свободы на вращающемся основании

Рассмотрим поведение гироскопа с двумя степенями свободы на вращающемся основании.

Пусть гироскоп с двумя степенями свободы установлен на платформе (см. рис. 4.1), которая поворачивается вокруг оси y с некоторой постоянной скоростью ω, тогда ротор гироскопа участвует в двух движениях: собственном вращении с большой угловой скоростью Ω и вынужденном вращении вместе с платформой. В результате этого возникает гироскопический момент $M_г = -H\omega$ и, следовательно, прецессионное движение. Прецессионному движению противодействует инерционный момент

$$M_I = I_x \ddot{\beta}.$$

Пользуясь методом кинетостатики, суммируем все действующие моменты по оси x и получаем уравнение движения гироскопа при повороте его вокруг оси, перпендикулярной оси собственного вращения, и оси прецессии

$$H\omega - I_x \ddot{\beta} = 0. \tag{4.3}$$

Решив уравнение (4.3), получим

$$\beta = \frac{H}{I_x} \omega \frac{t^2}{2}, \tag{4.4}$$

что свидетельствует о том, что гироскоп прецессирует, стремясь совместить ось собственного вращения с осью вынужденного движения. Направление и скорость прецессии зависят от направления и скорости вращения платформы.

Таким образом, устройство, изображенное на рис. 4.1, может служить индикатором, реагирующим на угловую скорость.

Однако в таком виде использовать гироскоп в качестве измерителя угловой скорости невозможно, так как даже при небольшой угловой скорости ω гироскоп будет быстро совмещать ось собственного вращения с осью вынужденного вращения.

Поэтому по оси прецессии гироскопа устанавливают пружины, создающие противодействующий момент (рис. 4.2), который можно записать так:

$$M_{пр} = c\beta,$$

где c — момент, создаваемый пружиной при повороте на единицу угла.

Следовательно, уравнение, описывающее работу устройства, изображенного на рис. 4.2, будет

$$I_x \ddot{\beta} + c\beta - H\omega = 0. \tag{4.5}$$

Преобразуем уравнение (4.5):

$$I_x \ddot{\beta} + c\beta = H\omega. \tag{4.6}$$

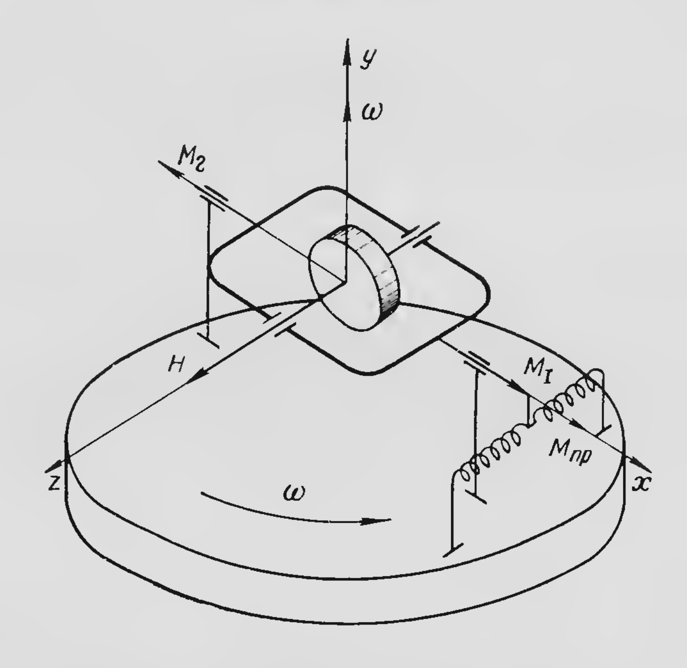


Рис. 4.2. Гироскоп с двумя степенями свободы с противодействующими пружинами

Получим линейное неоднородное уравнение, решением которого будет

$$\beta_{н} = \beta_{ч} + \beta_{общ}. \tag{4.7}$$

Частное решение этого уравнения имеет вид

$$\beta_{ч} = \frac{H\omega}{c}. \tag{4.8}$$

Общее решение находим из характеристического уравнения, которое для (4.6) будет:

$$\ddot{\beta}+\frac{c}{I_x}\beta=0;\quad p^2+n^2=0, \tag{4.9}$$

где

$$n^2=\frac{c}{I_x}.$$

Корни характеристического уравнения (4.9) будут

$$p_1=+in;\quad p_2=-in. \tag{4.10}$$

Общее решение можно записать так:

$$\beta_{\text{общ}}=C_1\cos nt+C_2\sin nt. \tag{4.11}$$

Полное решение уравнения (4.6) будет иметь вид

$$\beta_{\text{п}}=C_1\cos nt+C_2\sin nt+\frac{H\omega}{c}. \tag{4.12}$$

Определим произвольные постоянные C_1 и C_2 из начальных условий. При времени $t=0$ гироскоп находится в покое, поэтому можно записать

$$\beta_0=0;\quad \dot{\beta}_0=0.$$

Тогда из уравнения (4.12) при $t=0$, $\beta=0$ получаем

$$0=C_1+\frac{H}{c}\omega \text{ или } C_1=-\frac{H}{c}\omega. \tag{4.13}$$

Для определения C_2 продифференцируем уравнение (4.12):

$$\dot{\beta}=-nC_1\sin\omega t+nC_2\cos nt,$$

отсюда при $t=0$ $0=nC_2$, $C_2=0$, так как $n_2\neq 0$.

Окончательно решение уравнения (4.6) будет иметь вид

$$\beta=-\frac{H}{c}\omega\cos\sqrt{\frac{c}{I_x}}\,t+\frac{H}{c}\omega. \tag{4.14}$$

Следовательно, движение гироскопа, как видно из формулы (4.14), будет представлять гармонические колебания (рис. 4.3) относительно положения, зависящего от величины и направления угловой скорости платформы и равного

$$\beta=\frac{H}{c}\omega.$$

Таким образом, если определить значение угла β, относительно которого совершает колебания ось собственного вращения двухстепенного гироскопа, то при $H=\text{const}$, $c=\text{const}$ угол β будет пропорционален угловой скорости платформы.

Снимать показания на таком приборе неудобно, поэтому для демпфирования колебаний собственной оси гироскопа используют демпфирующее устройство, которое создает момент, пропорциональный скорости движения оси прецессии гироскопа.

Демпферы могут быть гидравлические, пневматические и электрические. На рис. 4.4 изображен пневматический демпфер, представляющий собой полый стакан *1*, в котором перемещается поршень *2*, имеющий продольную канавку *3*. При движении поршня в стакане создаваемое при этом давление или разрежение за поршнем создает момент сопротивления. Поршень связан с осью прецессии гироскопа и создает момент

$$M_{\text{д}}=\mu\dot{\beta},$$

где μ — коэффициент демпфирования, т. е. момент, создаваемый демпфером на единицу скорости движения оси прецессии.

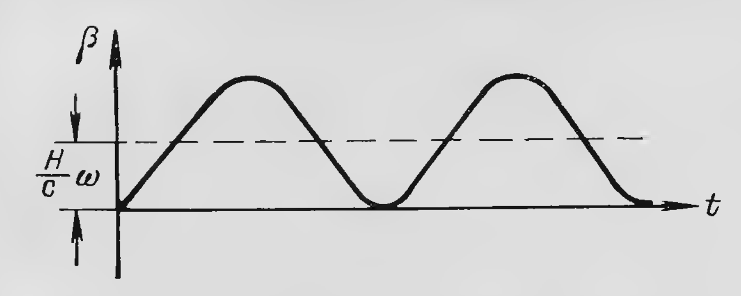


Рис. 4.3. Траектория движения гироскопа с тремя степенями свободы при наличии противодействующих пружин

Рис. 4.4. Воздушный демпфер:
1—стакан; *2*—поршень; *3*—канавка

Уравнение движения двухстепенного гироскопа с пружиной и демпфером можно записать так:

$$I_x\ddot{\beta}+\mu\dot{\beta}+c\beta=H\omega. \tag{4.15}$$

Решим полученное линейное неоднородное дифференциальное уравнение (4.15).

Решение состоит из суммы частного и общего решения:

$$\beta_{\text{п}}=\beta_{\text{ч}}+\beta_{\text{общ}}.$$

Частное решение находим по виду правой части уравнения

$$\beta_{\text{ч}}=\frac{H}{c}\omega.$$

Общее решение находим из характеристического уравнения (4.15):

$$p^2+\frac{\mu}{I_x}p+\frac{c}{I_x}=0; \tag{4.16}$$

$$p_{1,2}=-\frac{\mu}{2I_x}\pm\sqrt{\left(\frac{\mu}{2I_x}\right)-\frac{c}{I_x}}. \tag{4.17}$$

Общее решение уравнения (5.15) можно представить в виде

$$\beta_{\text{общ}}=C_1e^{p_1t}+C_2e^{p_2t}. \tag{4.18}$$

Полное решение уравнения (4.15) имеет вид

$$\beta = C_1 e^{p_1 t} + C_2 e^{p_2 t} + \frac{H}{c}\omega. \quad (4.19)$$

В приборе всегда соблюдается условие

$$\left(\frac{\mu}{2I_x}\right)^2 < \frac{c}{I_x},$$

так как удельный момент пружины больше удельного момента демпфирования. Тогда выражение (4.17) можно представить в виде

$$p_{1,2} = -\frac{\mu}{2I_x} \pm j\sqrt{a},$$

где

$$\sqrt{a} = \sqrt{\frac{c}{I_x} - \left(\frac{\mu}{2I_x}\right)^2}.$$

Решение уравнения (5.19) имеет вид

$$\beta = \frac{H}{c}\omega + e^{-\frac{\mu}{2I_x}t}\left(C_1 e^{-j\sqrt{a}} + C_2 e^{+j\sqrt{a}}\right). \quad (4.20)$$

Уравнение (4.20) в тригонометрической форме записывается следующим образом:

$$\beta = \frac{H}{c}\omega + e^{-\frac{\mu}{2I_x}t}\left(C_1 \cos\sqrt{a}t + C_2 \sin\sqrt{a}t\right). \quad (4.21)$$

Уравнение (4.21) характеризует затухающий колебательный процесс, в котором установившееся значение угла β будет равно

$$\beta = \frac{H}{c}\omega. \quad (4.22)$$

Параметры пружины и демпфера можно подобрать таким образом, чтобы затухание процесса было быстрым. На рис. 4.5 представлена траектория движения двухстепенного гироскопа с демпфером и пружиной, используемого для замера угловой скорости. Как видно из формулы (4.22) и рис. 4.5, установившееся значение угла отклонения собственной оси гироскопа для определенных H и c пропорционально измеряемой угловой скорости ω.

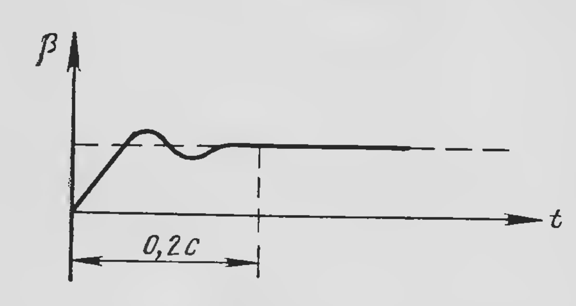


Рис. 4.5. Траектория движения гироскопа с двумя степенями свободы при наличии пружин и демпфера

Следовательно, если на самолете установить двухстепенный гироскоп, имеющий демпфер и пружину на оси прецессии, то он будет измерять угловую скорость поворота самолета вокруг оси, перпендикулярной оси собственного вращения и оси прецессии.

4.2. УКАЗАТЕЛЬ ПОВОРОТА ЭУП-53

Электрический указатель поворота типа ЭУП-53 предназначен для определения направления разворота самолета. В указателе поворота используется свойство гироскопа с двумя степенями свободы совмещать ось собственного вращения с осью вынужденного вращения.

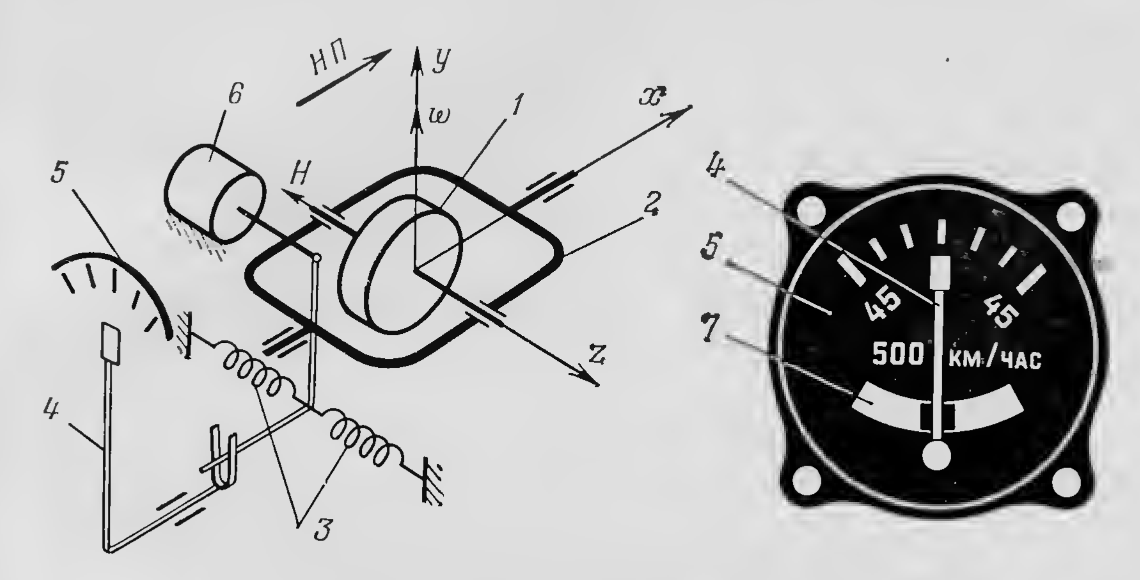


Рис. 4.6. Кинематическая схема и лицевая сторона ЭУП-53:
1—ротор; *2*—рама карданова подвеса; *3*—пружины; *4*—стрелка; *5*—шкала; *6*—воздушный демпфер; *7*—указатель скольжения

Кинематическая схема ЭУП-53 и внешний вид прибора представлены на рис. 4.6. Ось ротора гироскопа *1* (ось собственного вращения) параллельна поперечной оси самолета, ось рамы *2* параллельна продольной оси самолета. Прецессия гироскопа ограничивается двумя пружинами *3*, а колебания гироскопа уменьшаются демпфером *6*. По стрелке *4* и шкале *5* определяют направление разворота. В прибор ЭУП-53 встроен указатель скольжения *6*.

Если самолет совершает разворот вокруг своей вертикальной оси, то гироскоп, реагируя на скорость разворота, прецессирует, пока момент пружины не уравновесит гироскопический момент. По отклонению стрелки прибора можно судить о направлении разворота, а в комплексе с указателем скольжения удобно

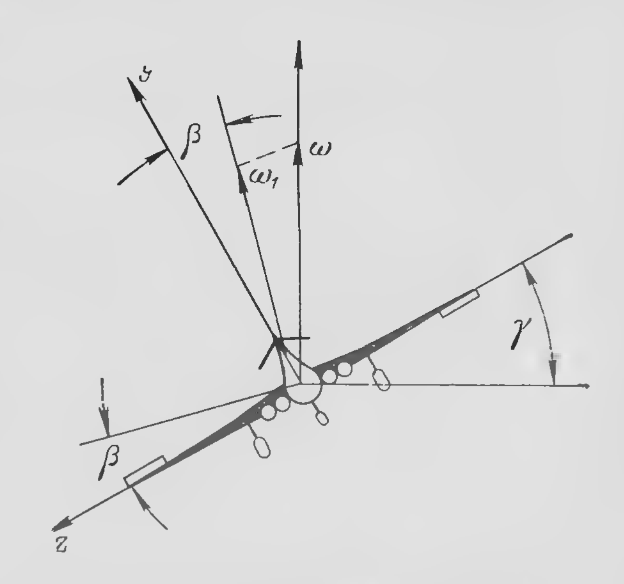


Рис. 4.7. К определению ошибки в измерении угловой скорости самолета из-за крена

контролировать выполнение координированного разворота. Кроме того, ЭУП-53 вместе с указателем скольжения и вариометром в аварийных случаях могут в какой-то мере заменить авиагоризонт, поскольку показания этих приборов ориентировочно помогают определить положение самолета относительно плоскости горизонта. При крене самолета ЭУП-53 имеет погрешность.

Пусть самолет совершает разворот с угловой скоростью $\omega = \text{const}$ и имеет при этом крен, равный γ (рис. 4.7). Собственная ось гироскопа указателя поворота отклонится при этом на угол β. Теперь гироскоп реагирует не на скорость ω, а на ее проекцию ω_1 на ось, перпендикулярную собственной оси гироскопа:

$$\omega_1 = \omega \cos(\gamma - \beta). \tag{4.23}$$

При этом в соответствии с уравнением (4.22) для установившегося значения угла β можно записать

$$\beta = \frac{H}{c}\omega \cos(\gamma - \beta). \tag{4.24}$$

Выполнив преобразования, получаем

$$c\beta = H\omega(\cos\gamma\cos\beta + \sin\gamma\sin\beta). \tag{4.25}$$

Для малых углов β уравнение (4.25) будет

$$c\beta = H\omega\cos\gamma + H\omega\beta\cdot\sin\gamma,$$

откуда

$$\beta = \frac{H\omega\cos\gamma}{c - H\omega\sin\gamma}. \tag{4.26}$$

Из выражения (4.26) видно, что угол отклонения гироскопа зависит не только от величины угловой скорости разворота, но и от крена самолета, что, естественно, вносит ошибку в показания прибора.

С другой стороны, если $H = \text{const}$, $c = \text{const}$ и $\omega = \text{const}$, то $\beta = f(\gamma)$.

В то же время при координированном развороте угловая скорость разворота, крен и линейная скорость V связаны следующим образом:

$$\omega = \frac{g\,\text{tg}\,\gamma}{V}, \tag{4.27}$$

где g — ускорение силы тяжести.

Подставив (4.27) в (4.26), имеем выражение для угла поворота оси прецессии

$$\beta = \frac{Hg}{\dfrac{cV}{\sin\gamma} - Hg\,\text{tg}\,\gamma}, \tag{4.28}$$

из которого видно, что при координированном развороте при $V = \text{const}$ прибор показывает крен самолета. Поэтому на шкале прибора нанесены оцифрованные деления, соответствующие только

одной угловой скорости разворота, а именно, когда самолет совершает координированный разворот с линейной скоростью 500 км/ч.

Показания прибора зависят также и от стабильности оборотов ротора гироскопа. Из уравнения (4.22) видно, что при колебании скорости вращения гироскопа будут изменяться и показания прибора. Поэтому в ЭУП-53 в качестве гиромотора используется электродвигатель постоянного тока и специальный центробежный регулятор скорости.

Указатель поворота имеет некоторую зону нечувствительности к измеряемой скорости, поскольку прецессия гироскопа начинается тогда, когда гироскопический момент больше момента трения по оси рамы. Следовательно, минимальная угловая скорость, на которую может реагировать прибор, определяется выражением

$$\omega_{\min} = \frac{M_{\text{тр}}}{H}. \tag{4.29}$$

Основные технические данные

Напряжение питания по постоянному току, В	27±2,7
Диапазон работы по высоте, км	до 20
Температурный диапазон работы, °С	от —60 до +50
Отклонение стрелки прибора при плоском развороте, град:	
с угловой скоростью 0,6 град/с	4±2
со скоростью 1,5 град/с	12±2
Погрешность (град) в нормальных условиях при кренах 15—45° и угловых скоростях разворота 1,1—4 град/с	+1,5
Масса, кг	не более 1,1

4.3. ДАТЧИК УГЛОВОЙ СКОРОСТИ (ДУС)

Датчик угловой скорости используется в различных системах самолета, в частности, автопилоте и предназначен для измерения угловой скорости самолета и выдачи электрического сигнала, пропорционального измеряемой угловой скорости.

Кинематическая схема ДУС представлена на рис. 4.8. Ротор *1* гироскопа крепится через подшипники к раме *2*, которая выполнена в виде герметичного кожуха. Кожух имеет ось, называемую осью прецессии, которой он связан с корпусом прибора *3*. Угол поворота оси ограничивается пружинами *4*. Между кожухом и корпусом прибора находится жидкость (специальное мас-

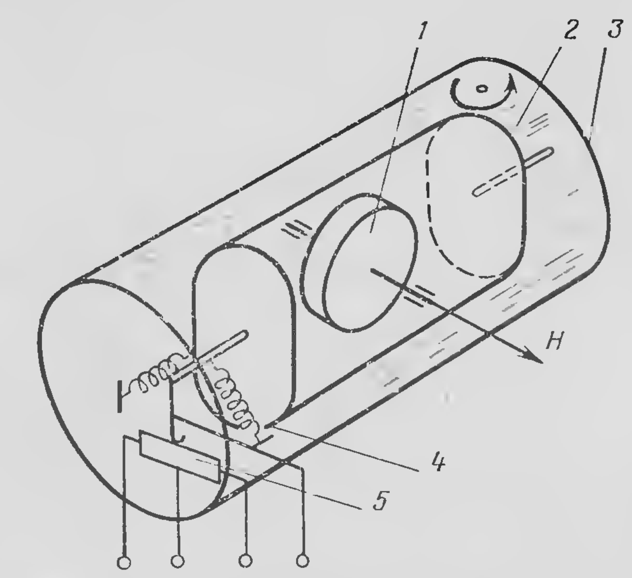


Рис. 4.8. Кинематическая схема датчика угловой скорости:
1—ротор гироскопа; *2*—кожух; *3*—корпус; *4*—пружины; *5*—потенциометр

ло), удельный вес которой близок к удельному весу кожуха. При этом масса собранного кожуха уравновешивается подъемной силой в данной жидкости; опоры по оси прецессии не несут нагрузки, благодаря чему силы трения в них мало отличаются от нуля, что увеличивает чувствительность прибора. Такие гироскопы называются поплавковыми. Жидкость в ДУС выполняет также роль демпфирующей среды, в которой за счет трения жидкости о стенки корпуса и кожуха при повороте последнего в результате прецессии гироскопа создается демпфирующий момент. Электрический сигнал, пропорциональный измеряемой скорости, получают с прецизионного потенциометра *5*. В некоторых конструкциях ДУС используют бесконтактные индукционные датчики, выгодно отличающиеся от потенциометров тем, что не создают дополнительный момент трения по оси прецессии щетки о потенциометр, более долговечны, но требуют дополнительных усилительных устройств.

На корпусе ДУС обычно указывают ось, вокруг которой он измеряет скорость. Эта ось называется измерительной, на корпусе она обозначается точкой и стрелкой, как это показано на рис. 4.8.

ДУС присущи те же погрешности, что и указателю поворота. Для уменьшения погрешности при крене угол поворота оси прецессии ДУС делается небольшим, а чувствительность прибора повышается за счет разгрузки подшипников. Датчики угловой скорости в зависимости от того, в каких системах их используют, имеют разные технические характеристики. Для примера здесь приводятся технические характеристики ДУС, используемого в автопилоте АП-6Е.

Основные технические данные ДУС М-6

Напряжение питания по переменному току, В . . .	36±1,8
Частота, Гц	400±8
Порог чувствительности при температурах, град/с:	
+20 и +50° С	не более 0,05
—60° С	0,1
Выходное напряжение в трех взаимно перпендикулярных положениях при отсутствии угловой скорости, В .	не более ±0,15

4.4. ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ КОРРЕКЦИИ ВК-53РБ

Выключатель коррекции измеряет угловую скорость разворота самолета и при достижении самолетом скорости разворота 0,1—0,3 град/с отключает системы коррекции в различных приборах (авиагоризонты, гировертикали, дистанционные гиромагнитные компасы, гирополукомпасы и др.).

Основным элементом выключателя коррекции является гироскоп *1* с двумя степенями свободы (рис. 4.9), осью измерения которого является ось *y*. При развороте самолета вокруг оси *y* гироскоп прецессирует, и щетка *9* с помощью контактного устройства *8* подает напряжение на управляющую обмотку *7* двигателя, кото-

рый поворачивает щетки потенциометра *5*. Напряжение, снимаемое с потенциометра, поступает на вторую управляющую обмотку *6* того же двигателя. Управляющая обмотка *6* намотана встречно к обмотке *7*, и поэтому магнитный поток, создаваемый обмоткой *6*, противодействует магнитному потоку обмотки *7*.

Если скорость разворота самолета больше 0,1—0,3 град/с и существует некоторое время, то двигатель повернет контактное устройство *3* на такой угол, что напряжение поступит на реле *4*, которые своими контактами выключат коррекцию в соответствующих приборах.

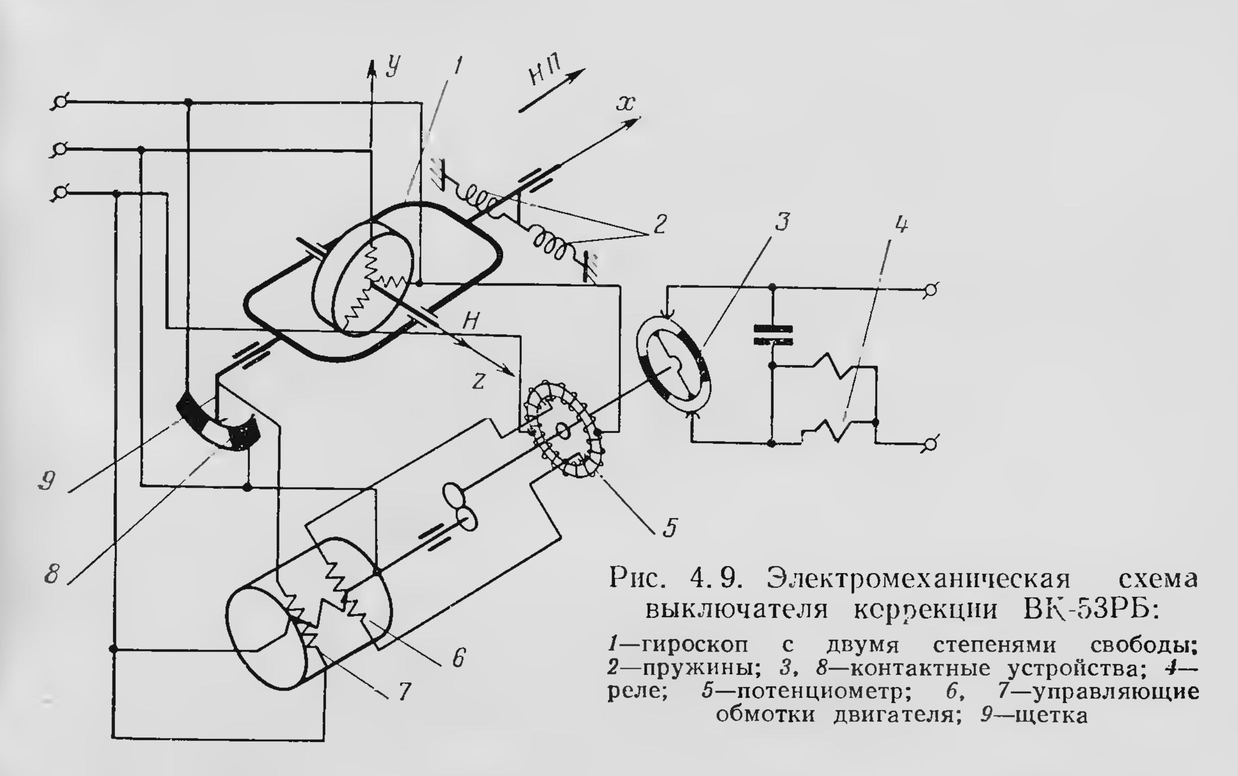


Рис. 4.9. Электромеханическая схема выключателя коррекции ВК-53РБ:

1—гироскоп с двумя степенями свободы; *2*—пружины; *3*, *8*—контактные устройства; *4*—реле; *5*—потенциометр; *6*, *7*—управляющие обмотки двигателя; *9*—щетка

Если действие угловой скорости кратковременно или самолет имеет рыскание по курсу, то двигатель не успеет повернуть контактное устройство *3* на угол переключения.

Таким образом, двигатель с двумя управляющими обмотками, намотанными встречно друг другу, и потенциометр в выключателе коррекции выполняют роль электромеханического реле времени, которое задерживает выключение коррекции при рыскании по курсу и позволяет выключать ее при продолжительном развороте самолета.

После окончания разворота гироскоп под действием пружин *2* возвращается в исходное положение и обесточивает реле *4*. Схема выключателя коррекции готова к работе.

Если скорость разворота самолета меньше 0,1—0,3 град/с, то гироскопический момент гироскопа *1* не может преодолеть момент противодействующих пружин и повернуть щетку *9* контактного устройства на угол, при котором подается питание на обмотку *7*, и ВК-53РБ не сработает, т. е. не произведет коммутаций в обслуживаемых приборах.

Выключатель коррекции ВК-53РБ самостоятельного значения не имеет, он обычно входит в комплект той системы, которую обслуживает.

Основные технические данные

Напряжение питания по переменному току, В	36
Частота тока, Гц	400
Время срабатывания (с) выключателя коррекции при угловой скорости больше 0,1 град/с	5÷15
Время включения коррекции при отсутствии угловой скорости, с	2÷3
Скорость, при которой происходит отключение коррекции, град/с	0,1—0,3

4.5. ИЗМЕРИТЕЛИ УГЛОВОГО УСКОРЕНИЯ И ИНТЕГРИРУЮЩИЕ ГИРОСКОПЫ

Измерение угловых ускорений самолета возможно при помощи гироскопа с тремя степенями свободы, если свобода вращения относительно осей карданова подвеса ограничена пружинами. Такие гироскопы в авиационных приборах гражданской авиации не применяются.

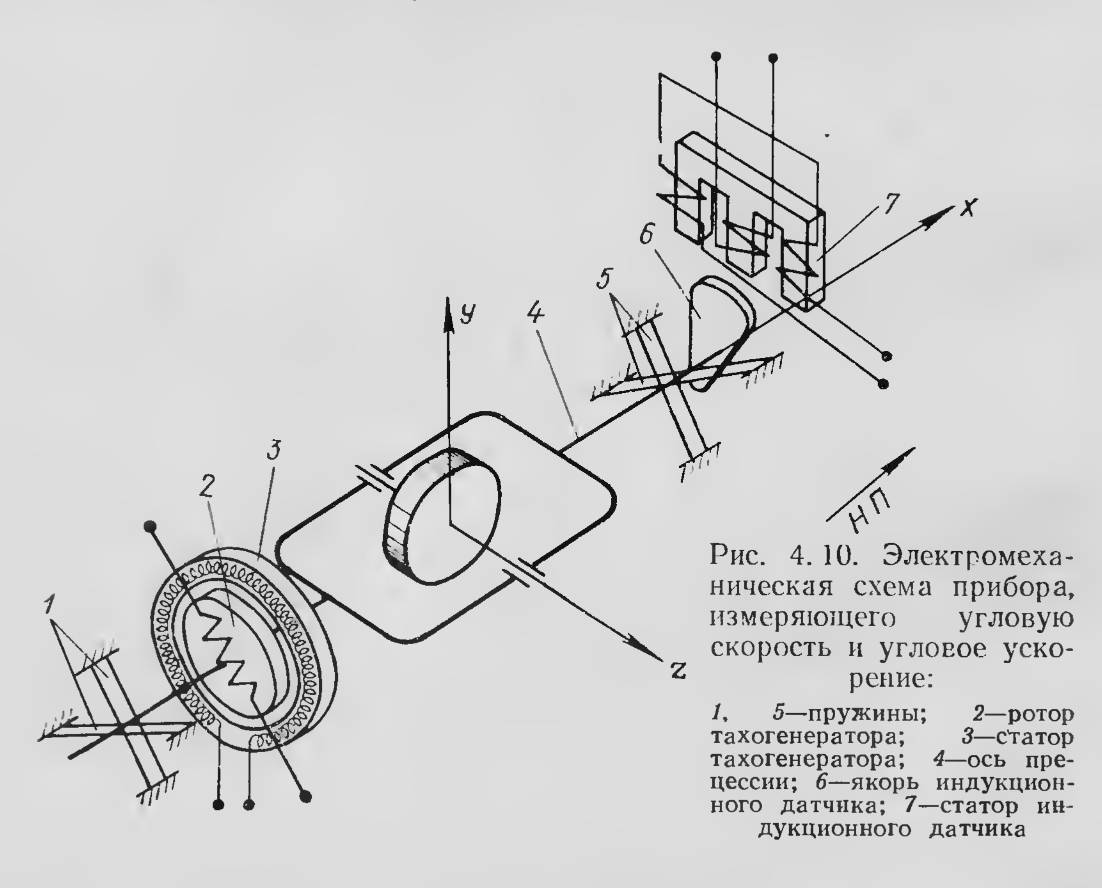


Рис. 4.10. Электромеханическая схема прибора, измеряющего угловую скорость и угловое ускорение:

1, 5—пружины; *2*—ротор тахогенератора; *3*—статор тахогенератора; *4*—ось прецессии; *6*—якорь индукционного датчика; *7*—статор индукционного датчика

Получение электрического сигнала, пропорционального угловому ускорению, возможно с помощью датчика угловой скорости и дифференцированием сигнала, пропорционального угловой скорости.

Дифференцирование может быть осуществлено с помощью дифференцирующего контура типа RC, операционного усилителя или тахогенератора. На рис. 4.10 изображена электромеханическая схема прибора, измеряющего угловую скорость самолета и его угловое ускорение. Этот прибор используется в автопилоте АП-15.

На оси прецессии *4* жестко закреплен якорь *6* индукционного датчика, со статора *7* которого снимается напряжение, пропорциональное измеряемой угловой скорости. Скорость измеряется относительно оси y. С другой стороны рамы гироскопа установлен тахогенератор, ротор *2* которого жестко закреплен на оси рамы. Ротор тахогенератора представляет собой электромагнит, который создает постоянный магнитный поток. При угловой скорости самолета относительно оси y гироскоп прецессирует, и угол поворота β ротора электромагнита равен

$$\beta = \frac{H}{c}\omega,$$

где c — удельная жесткость пружин *1* и *5* (см. рис. 4.10); ω — угловая скорость самолета относительно оси y.

В статорной обмотке *3* при вращении ротора наводится электродвижущая сила, пропорциональная угловой скорости движения рамы. Следовательно, сигнал, снимаемый со статорной обмотки тахогенератора, можно выразить таким образом:

$$E = \frac{kH}{c}\dot{\omega}, \tag{4.30}$$

где k — коэффициент пропорциональности.

Так как тахогенератор нагружен обмоткой магнитного усилителя, то при вращении ротора в обмотке статора проходит ток, который создает магнитный поток, взаимодействующий с магнитным потоком ротора и обеспечивающий демпфирование рамы гироскопа.

Диапазон измерения углового ускорения ограничивается примерно 15 град/с².

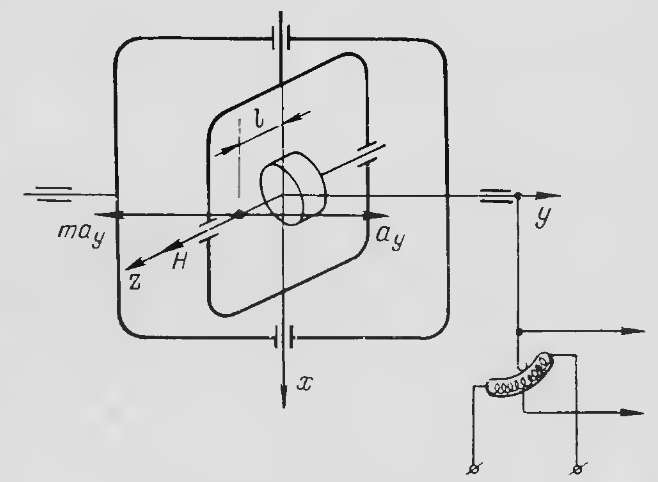


Рис. 4.11. Интегрирующий гироскоп

Интегрирующим называется такой гироскоп, у которого угол поворота одной из рам карданова подвеса пропорционален интегралу линейного ускорения основания прибора.

Интегрирующим гироскопом можно измерять линейную скорость самолета. Одна из возможных схем интегрирующего гироскопа представлена на рис. 4.11. Предположим, что на самолете установлен гироскоп с тремя степенями свободы, причем ось внешней рамы карданова подвеса совпадает с продольной осью самолета, а ось внутренней рамы — с его вертикальной осью. Кинетический момент H гироскопа находится в горизонтальной плоскости. Центр тяжести гироскопа не совпадет с центром пересечения осей карданова подвеса, а смещен на величину l по оси *2*.

Если самолет имеет некоторое ускорение a_y, направленное параллельно оси y, то на гироскоп действует сила инерции, равная

$$F_J = -ma_y. \tag{4.31}$$

Эта сила создает момент $M_y = -ma_y l$, действующий вокруг оси x. Под действием этого момента гироскоп прецессирует со скоростью

$$\dot{\alpha} = \frac{M_J}{H} = -\frac{ma_y l}{H}. \tag{4.32}$$

Следовательно, угол поворота наружной рамы будет

$$\alpha = -\frac{ml}{H}\int_0^t a_y dt, \quad (4.33)$$

или

$$\alpha = \frac{ml}{H} V_y + \alpha_0,$$

где V — скорость полета самолета; α_0 — начальный угол наружной рамы.

Таким образом, гироскоп, интегрируя ускорение, измеряет скорость полета самолета.

Глава 5

СИЛОВАЯ ГИРОСКОПИЧЕСКАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ

5.1. ПРИНЦИП СИЛОВОЙ ГИРОСКОПИЧЕСКОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ

При непосредственной стабилизации, принцип работы которой используется в авиагоризонтах, гироскоп сам, за счет своего гироскопического момента, сопротивляется внешним моментам, действующим по осям карданова подвеса. Вследствие этого для осуществления функций стабилизации при действии на гироскоп значительных внешних моментов гироскоп должен обладать большим собственным кинетическим моментом, а это, в свою очередь, вызывает увеличение веса самого гиромотора и, следовательно, моментов трения в осях его подвеса. Таким образом, при непосредственной стабилизации получить достаточно хорошую работу гироскопа в смысле точности и способности сопротивления внешним моментам затруднительно, поэтому в тех случаях, когда от прибора требуется большая точность, которая бы мало зависела от внешних моментов, действующих на гироскоп, используют так называемую силовую гироскопическую стабилизацию.

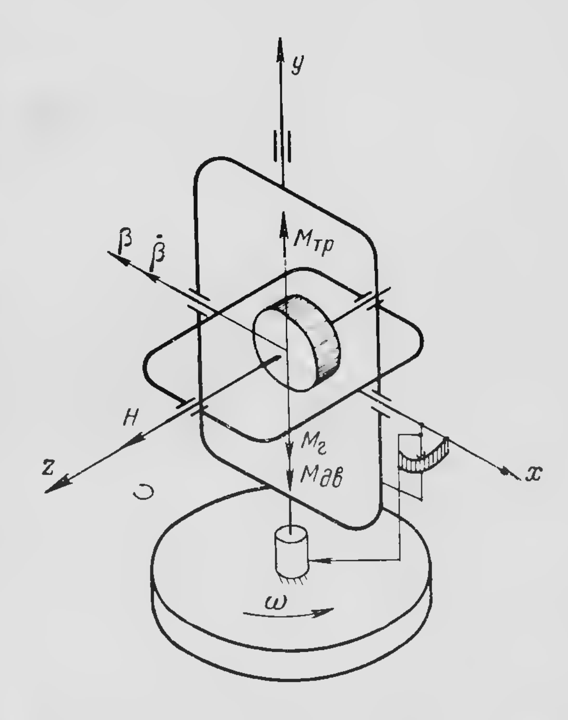


Рис. 5.1. Кинематическая схема одноосного гиростабилизатора

Рассмотрим принцип действия силовой гироскопической стабилизации на следующем примере.

Представим, что гироскоп с тремя степенями свободы установлен на основании так, как показано на рис. 5.1. Основание, с которым связан гироскоп через подшипники внешней рамы карданова подвеса, вращается со скоростью ω против часовой стрелки. При этом в подшипниках внешней рамы неизбежно возникает момент трения $M_{тр}$, который является внешним моментом по отношению

к гироскопу и стремится повернуть его тоже против часовой стрелки. Момент $M_{тр}$, приложенный к гироскопу, вызывает его прецессию вокруг оси x со скоростью

$$\dot{\beta} = -M_{тр}/H. \quad (5.1)$$

Следовательно, ротор будет участвовать в двух движениях: вращении вокруг собственной оси с большой скоростью и прецессионном движении со скоростью $\dot{\beta}$. В результате этого возникает гироскопический момент, равный $M_г = -H\dot{\beta}$, направление которого противоположно направлению $M_{тр}$ и который уравновешивает момент $M_{тр}$ (см. рис. 5.1):

$$|M_г| = |M_{тр}| \text{ или } -H\dot{\beta} = M_{тр}. \quad (5.2)$$

Следовательно, для того чтобы гироскоп удерживал свое положение неизменным по углу поворота α вокруг внешней рамы подвеса при действии момента $M_{тр}$, необходима скорость прецессии по углу β. Чем больше внешний момент $M_{тр}$, тем больше будет скорость $\dot{\beta}$ при одном и том же значении кинетического момента H.

Если на оси внутренней рамы карданова подвеса закрепить щетку потенциометра, а сам потенциометр — на внешней раме подвеса, то с этого потенциометра можно снять электрический сигнал, пропорциональный углу поворота внутренней рамы. Если этот электрический сигнал подать на двигатель, якорь которого жестко связан с внешней рамой карданова подвеса, а статор закреплен на основании, то двигатель вызовет по оси внешней рамы момент $M_{дв}$, который скомпенсирует вредный внешний момент $M_{тр}$, т. е. вместо уравнения (5.2) можно будет записать $M_{дв} = M_{тр}$.

Таким образом, компенсация внешнего момента обеспечивается двигателем при небольшом угле поворота гироскопа вокруг оси внутренней рамы.

Следовательно, сам гироскоп в такой схеме практически выполняет роль чувствительного элемента, а стабилизацию обеспечивает двигатель.

Описанная схема называется схемой одноосной силовой гироскопической стабилизации. Силовой она называется потому, что всю силовую работу по компенсации вредных моментов выполняет двигатель, получающий электрическую энергию, а гироскоп лишь управляет работой двигателя. В переходном процессе компенсация вредных моментов обеспечивается двигателем и гироскопом, а в установившемся режиме — только двигателем.

При непосредственной стабилизации для компенсации вредного момента по оси y необходима прецессия гироскопа относительно оси x. В этом случае угол β со временем увеличивается, т. е. гироскоп уходит по оси внутренней рамы. Силовая гироскопическая стабилизация обеспечивает небольшой угол отклонения по оси внутренней рамы, который остается постоянным, если по оси y действует постоянный вредный момент.

Рассмотрим уравнения одноосного гиростабилизатора. Воспользуемся уравнениями (2.20) для гироскопа с тремя степенями свободы, учитывающими только прецессионное движение:

$$-H\dot{\beta} = M_y; \quad H\dot{\alpha} = M_x. \quad (5.3)$$

Предположим, что момент, действующий по оси внутренней рамы карданова подвеса, $M_x = 0$. Кроме того, будем считать в начальный момент времени $\alpha_0 = 0$, $\beta_0 = 0$.

В первом уравнении (5.3) момент M_y складывается из двух составляющих — момента трения и момента двигателя:

$$M_y = M_{тр} - M_{дв}.$$

Момент двигателя $M_{дв}$ пропорционален углу отклонения гироскопа β по оси внутренней рамы. Поскольку в нашем случае угол β имеет отрицательный знак, можно записать:

$$M_{дв} = -k\beta,$$

где k — коэффициент, показывающий, какой момент создает стабилизирующий двигатель на единицу угла отклонения внутренней рамы карданова подвеса.

Теперь систему уравнений (5.3) перепишем в виде

$$H\dot{\beta} + k\beta = M_{тр}; \quad H\dot{\alpha} = M_x. \quad (5.4)$$

Из второго уравнения (5.4) при $M_x = 0$ имеем $\dot{\alpha} = 0$, что показывает отсутствие скорости по внешней оси карданова подвеса.

Решим первое уравнение системы (5.4). Его характеристическое уравнение

$$p + k/H = 0.$$

Находим корень

$$p_1 = -k/H.$$

Полное решение можно записать так:

$$\beta_п = \beta_ч + \beta_{общ}.$$

Общее решение имеет вид

$$\beta_{общ} = C_1 e^{-\frac{k}{H}t}$$

Частное решение ищем по виду правой части:

$$\beta_ч = M_{тр}/k.$$

Следовательно, полное решение имеет вид

$$\beta_п = C_1 e^{-\frac{k}{H}t} + \frac{M_{тр}}{k}.$$

Определив произвольную постоянную из начальных условий, окончательно имеем

$$\beta_п = -\frac{M_{тр}}{k} e^{-\frac{k}{H}t} + \frac{M_{тр}}{k}. \quad (5.5)$$

Из уравнения (5.5) видно, что после переходного процесса угол отклонения внутренней рамы карданова подвеса равен $M_{тр}/k$.

Другими словами, двигатель стабилизации, имеющий крутизну k моментной характеристики, тогда обеспечивает стабилизацию гироскопа по оси внешней рамы, когда к нему поступает электрический сигнал, пропорциональный углу

$$\beta = M_{тр}/k.$$

Для того чтобы угол β, являющийся статической ошибкой, был меньше, необходимо увеличивать крутизну моментной характеристики двигателя стабилизации. Это возможно только в некоторых пределах, иначе система стабилизации может быть неустойчива.

5.2. ЦЕНТРАЛЬНАЯ ГИРОСКОПИЧЕСКАЯ ВЕРТИКАЛЬ ЦГВ-4

Центральная гироскопическая вертикаль представляет собой двухосную гиростабилизированную платформу. Она предназначена для определения положения самолета относительно горизонта, измерения углов отклонения от положения горизонта и выдачи сигналов, пропорциональных этим отклонениям, при помощи потенциометрических датчиков потребителям (автопилот, указатель горизонта и др.).

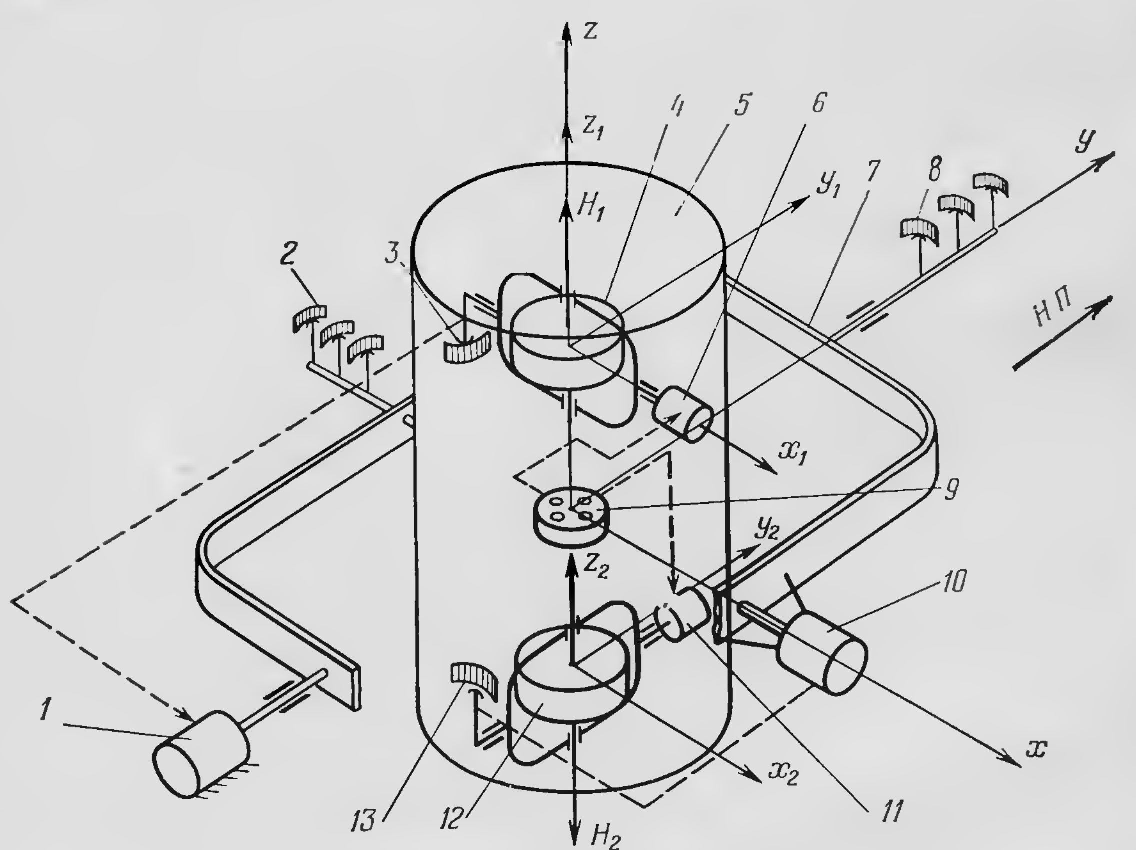


Рис. 5.2. Упрощенная кинематическая схема ЦГВ-4:

1, 10—стабилизирующие двигатели; *2, 3, 8, 13*—потенциометры; *4, 12*—гироскопы; *5*—кожух; *6, 11*—корректирующие двигатели; *7*—внешняя рама карданова подвеса; *9*—электролитический маятник

ЦГВ-4 (рис. 5.2) имеет два гироскопа *4* и *12* с двумя степенями свободы. Оси прецессии гироскопов x_1 и y_2 перпендикулярны друг другу, в начальном положении ось x_1 параллельна оси x внутренней рамы карданова подвеса и поперечной оси самолета, а ось y_2 параллельна оси внешней рамы y карданова подвеса и продольной оси самолета.

Гиромоторы гироскопов вращаются в противоположные стороны, что приводит к компенсации их реактивных моментов при разгоне. Гироскопы установлены в кожухе *5*, являющемся внутренней рамой карданова подвеса, которая заключена во внешней раме *7*. Ось рамы *7* закреплена в подшипниках корпуса и параллельна продольной оси самолета. Вместе с осями кардановой рамы гироскопы *4* и *12* являются трехстепенными.

Рассмотрим работу ЦГВ-4 в режиме начальной выставки и в режиме стабилизации.

Режим начальной выставки. Поскольку центральная гировертикаль не имеет арретирующего устройства, то в момент подачи питания на прибор рамы карданова подвеса занимают произвольное положение. Для быстрого приведения ЦГВ-4 в рабочее положение в приборе имеются два механических маятника (на рис. 5.2 не показаны), определяющие наклон платформы *5* относительно горизонта. Сигналы с маятников подаются непосредственно на стабилизирующие двигатели *1* и *10*, расположенные по внешней и внутренней осям карданова подвеса. Стабилизирующие двигатели с точностью $\pm 2°$ устанавливают ось z внутренней рамы в вертикальное положение. Цепь грубой выставки замыкается кнопкой, у которой имеется надпись «Арретир ЦГВ» или просто «ЦГВ». Эта кнопка служит для быстрого приведения прибора в положение, близкое к рабочему по отношению к плоскости горизонта. Следовательно, ею можно пользоваться не только в горизонтальном полете.

После того как внутренняя рама (кожух) установлена примерно в рабочее положение, точная выставка осуществляется системой коррекции, чувствительным элементом которой является электролитический маятник *9*. Сигналы с него подаются на корректирующие двигатели *6* и *11*, создающие моменты по осям прецессии x_1 первого и y_2 второго гироскопов.

Двигатель *6*, прикладывая момент относительно оси x_1, заставит гироскоп *4* совмещать ось собственного вращения с осью внутренней рамы, поворачивая весь кожух вокруг оси внешней рамы y. Двигатель *11* заставляет делать то же самое гироскоп *12*, поворачивая кожух относительно оси внутренней рамы x. Поскольку гироскопы *4* и *12* имеют сравнительно небольшие кинетические моменты, то возникающие гироскопические моменты от моментов двигателей *6* и *11* невелики и гироскопы неспособны установить ось z кожуха в вертикальное положение. В то же время двигатели *6* и *11* сумеют повернуть гироскопы *4* и *12* вокруг их осей прецессии x_1 и y_2 на небольшие углы. Тогда с потенциометров *3* и *13* снимутся

сигналы, которые управляют стабилизирующими двигателями *1* и *10*.

Эти двигатели установят ось кожуха *z* в вертикальное положение. Таким образом, в коррекции гироскопов участвуют: электролитический маятник *9*, корректирующие двигатели *6* и *11*, гироскопы *4* и *12*, их потенциометры *3* и *13* и стабилизирующие двигатели *1* и *10*.

Режим стабилизации. Представим, что, например, при крене самолета, по оси внешней рамы действует момент за счет трения щеток о потенциометры *8*. Этот момент будет внешним по отношению к гироскопам *4* и *12*. Он вызывает прецессию гироскопа *4*, стремясь совместить его кинетический момент с осью приложения внешнего момента. В этом случае сигнал с потенциометра *3* поступает на стабилизирующий двигатель *1*. Двигатель *1* создает вокруг оси внешней рамы момент, который уравновесит вредный внешний момент. При этом ось *z* останется в прежнем положении, а кинетический момент H_1 гироскопа *4* изменит свое положение.

Аналогичным образом прибор работает, если возникает момент по оси внутренней рамы карданова подвеса, только в стабилизации положения теперь участвуют гироскоп *12*, потенциометр *13* и стабилизирующий двигатель *10*.

Таким образом, осуществляется двухосная силовая гироскопическая стабилизация кожуха в вертикальном положении по осям *x* и *y*.

При отклонении самолета от плоскости горизонта электрические сигналы, пропорциональные этому отклонению, по крену снимают с потенциометров *8*, а по тангажу — с потенциометров *2*. Поперечная коррекция ЦГВ-4 на вираже отключается выключателем коррекции ВК-53РБ.

Основные технические данные

Напряжение питания, В:	
постоянный ток	27±2,7
переменный ток	36±3,6
Время восстановления (мин) из завалов в 5°	2,5—7
Погрешность в выдерживании вертикали с включенной коррекцией на основании, угл. мин:	
неподвижном	не более ±5
подвижном	не более ±15

5.3. КУРСОВЕРТИКАЛЬ

Примером трехосной силовой гироскопической стабилизации служит трехосная силовая гироплатформа — курсовертикаль, используемая в качестве чувствительного элемента в автопилоте АП-15 (рис. 5.3).

Курсовертикаль представляет собой платформу *3*, помещенную в карданов подвес, внешняя ось которого *y* совпадает с продольной осью самолета, а внутренняя ось *x* в нулевом положении параллельна поперечной оси самолета. На осях карданова подвеса и оси *z* платформы расположены стабилизирующие двигатели *1*, *18*, *21*. На платформе крепятся три двухстепенных гироскопа *5*, *12*, *16*. Кинетические моменты которых лежат в горизонтальной плоскости.

Оси прецессии гироскопов *12* и *16* вертикальны, а кинетические моменты перпендикулярны друг другу. Ось прецессии гироскопа *5* лежит в горизонтальной плоскости, а кинетический момент составляет с кинетическими моментами гироскопов *12* и *16* угол, равный 135°. На осях прецессии гироскопов укреплены коррекционные двигатели *4*, *11* и *15* и индукционные датчики угла *7*, *13*, *17*. На платформе установлены также два двухкоординатных электролитических маятника *19* и *20*. На оси *z* укреплен ротор, а на внутренней раме — статор устройства *9*, называемого преобразователем координат. Для съема электрических сигналов, пропорциональных отклонению самолета по крену, тангажу и курсу, на осях *y*, *x* и *z* установлены сельсины-датчики *14*, *6*, *22*.

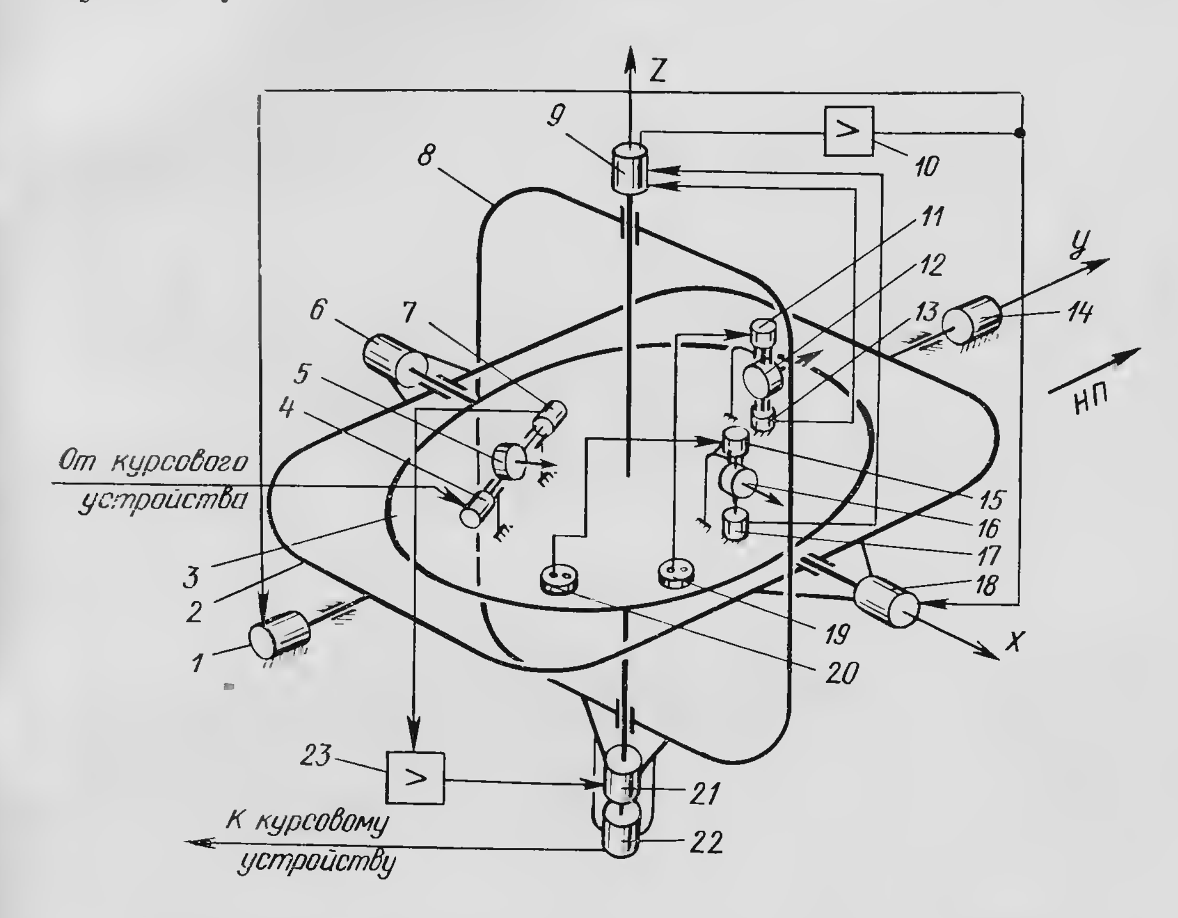


Рис. 5.3. Упрощенная электромеханическая схема курсовертикали:

1, *18*, *21*—стабилизирующие двигатели; *2*—внешняя рама карданова подвеса; *3*—платформа; *4*, *11*, *15*—коррекционные двигатели; *5*, *12*, *16*—гироскопы; *6*, *14*, *22*—сельсины; *7*, *13*, *17*—индукционные датчики; *8*—внутренняя рама карданова подвеса; *9*—преобразователь координат; *10*, *23*—усилители; *19*, *20*—электролитические маятники

Рассмотрим работу прибора в режиме первоначальной выставки и режиме стабилизации.

Режим первоначальной выставки. Чтобы прибор мог измерять углы отклонения самолета по курсу, крену и тангажу, необходимо ось *z* платформы удерживать в положении местной вертикали, при этом нулевая отметка платформы должна быть совмещена с направлением заданного курса. Платформа к заданному курсу приводится следящей системой, в которой датчиком курса является курсовая система или гиромагнитный компас.

Сигнал с курсового устройства поступает на коррекционный двигатель *4*, который прикладывает по оси прецессии гироскопа *5* момент. При действии момента возникает гироскопический момент, стремящийся совместить собствен-

ную ось вращения гироскопа с осью приложения момента. Так как оси, вокруг которой гироскоп мог бы прецессировать под действием гироскопического момента, нет, двигатель *4* создает некоторый угол поворота по оси прецессии гироскопа *5*. С датчика угла *7* снимается сигнал, пропорциональный сигналу курса, который, будучи усилен в усилителе *23*, поступает на двигатель стабилизации *21* и разворачивает платформу *3* по курсу до тех пор, пока сигнал рассогласования между сельсином-датчиком *22* и курсовой системой не будет равен нулю.

Таким образом, следящая система согласует положение платформы с датчиком курса.

Приведение оси z в вертикальное положение осуществляется по сигналам от электролитических маятников, реагирующих на отклонение платформы от плоскости горизонта.

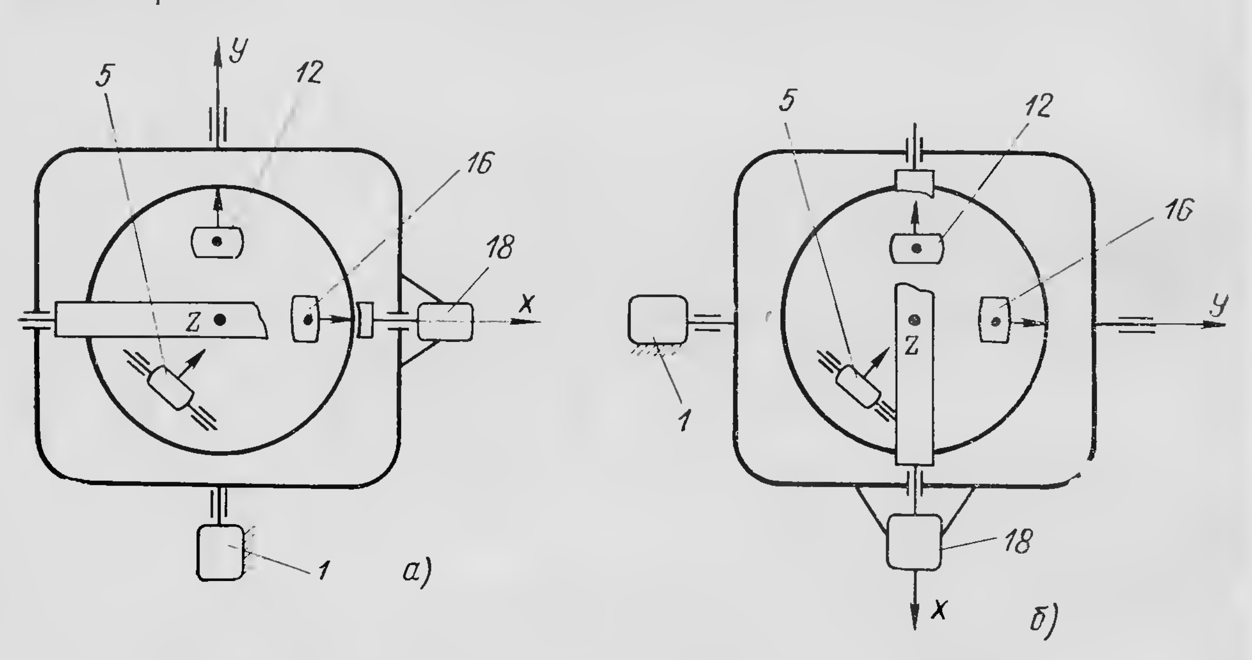


Рис. 5. 4. К пояснению работы преобразователя координат.
Обозначения те же, что на рис. 5. 3

Сигнал отклонения платформы по крену снимается с маятника *20* и поступает на коррекционный двигатель *15* гироскопа *16*, а сигнал по тангажу с маятника *19* управляет двигателем *11* гироскопа *12*.

Управляющие сигналы с датчиков углов *13* и *17* через преобразователь координат *9* и усилитель *10* с помощью двигателей *1* и *18* устанавливают ось z в вертикальное положение.

Режим стабилизации. Пусть положение осей рам карданова подвеса и кинетических моментов гироскопов будет таким, как на рис. 5.3.

Предположим, что по оси z действует возмущающий момент $M_z^в$. Гироскопы *12* и *16* не прецессируют под действием этого момента, так как нет соответствующих осей прецессии, а гироскоп *5* прецессирует. С датчика угла *7* этого гироскопа сигнал через усилитель *23* подается на двигатель *21*, который создает момент, компенсирующий момент $M_z^в$.

При возникновении возмущающего момента по оси x прецессирует гироскоп *12*, который через датчик угла *13* управляет двигателем *18*, компенсирующим вредный момент по оси x.

Возмущающий момент по оси y компенсируется двигателем *1*, управляемым гироскопом *16*.

Рассмотренные процессы имеют место при любом промежуточном угле поворота платформы *3* по отношению к осям карданова подвеса.

Предположим, что самолет развернулся по курсу на 90°. Платформа, будучи стабилизирована по курсу, сохранит свое прежнее положение в пространстве, а оси x и y подвеса, поворачиваясь вместе с самолетом, займут положение,

показанное на рис. 5.4, *б* (на рис. 5.4, *а* показано исходное положение). Когда появится возмущающий момент по оси y, то на него будет реагировать гироскоп *12*, а не *16*. Гироскоп *12* управляет теперь двигателем, расположенным по оси x. Следовательно, управляющий сигнал надо переадресовать на двигатель *1*, так как только он может скомпенсировать возмущающий момент по оси y. Естественно, если подействует возмущающий момент по оси x, то на него будет реагировать гироскоп *16*, и его сигнал необходимо направить на двигатель *18*, расположенный по оси x.

Перераспределение сигналов в зависимости от угла разворота самолета осуществляет устройство, называемое преобразователем координат.

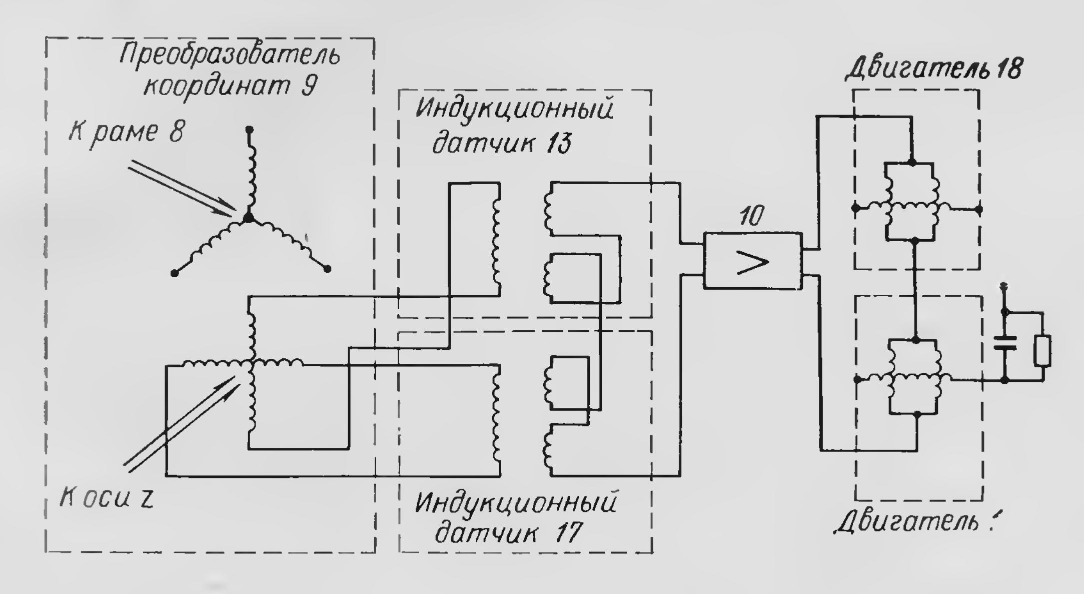


Рис. 5. 5. Принципиальная электрическая схема включения преобразователя координат

Преобразователь координат (рис. 5.5) представляет собой вращающийся трансформатор с трехфазной статорной обмоткой, закрепленной на наружной раме карданова подвеса.

Ротор, связанный с осью z платформы, имеет две взаимно перпендикулярные обмотки, которые нагружены обмотками возбуждения индукционных датчиков угла *13* и *17* (см. рис. 5.3). Сигналы, снимаемые с сигнальных обмоток индукционных датчиков, суммируются и подаются в усилитель *10*. Амплитуда этих сигналов зависит от положения статоров и роторов самих датчиков, т. е. от углов поворота кожухов гироскопов вокруг осей прецессии. Фазы напряжений, снимаемых с сигнальных обмоток индукционных датчиков, отличаются на 90° друг от друга. В двигателе *1* между обмотками возбуждения и управления благодаря контуру RC происходит дополнительный сдвиг фаз на 90°. Таким образом, сдвиг фаз между напряжениями обмотки возбуждения двигателей *18* и *1* тоже составляет 90°.

Следовательно, вращающий момент в этих двигателях создается только от «своего» напряжения, поступающего с усилителя. Иными словами, при положении, показанном на рис. 5.4, *а*, датчик *13* управляет двигателем *18*, а датчик *17* — двигателем *1*.

В положении, показанном на рис. 5, 4, *б* происходит поворот ротора относительно статора в преобразователе координат и сдвиг фаз напряжений в обмотках возбуждения индукционных датчиков *13* и *17* на 90° и соответственно сдвиг фаз в обмотках управления двигателей *18* и *1*. Таким образом, вращающий момент двигателя *18* зависит от сигнала датчика *17*, а двигателя *1* — от сигнала датчика *13*.

Наряду с ЦГВ-4 в гражданской авиации эксплуатируется также гировертикаль типа МГВ (на самолете Ту-154 МГВ-1СК), которая при тех же точно-

стных характеристиках имеет меньшие габариты и массу, чем ЦГВ-4. Гировертикаль типа МГВ принципиально ничем не отличается от гировертикали ЦГВ-4, но имеет следующие конструктивные особенности.

Вместо одного двухкоординатного электролитического маятника в ней используются два однокоординатных.

В качестве коррекционных двигателей по осям прецессии гироскопов использованы датчики моментов, представляющих собой токовую рамку, находящуюся в магнитном поле.

Кроме того, по осям прецессии гироскопов устанавливаются дополнительные датчики моментов, управляемые от контрольно-поверочной аппаратуры и служащие для завала рамок карданова подвеса с целью проверки функционирования прибора.

По измерительным осям гировертикали, кроме потенциометрических датчиков, установлены также синусно-косинусные трансформаторы для транслирования сигналов крена и тангажа.

5.4. МЕТОДЫ ПОВЫШЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ ПРИБОРОВ

Под надежностью понимают способность какого-либо элемента или системы выполнять свои функции с заданными эксплуатационными показателями в определенных условиях и в данное время.

Для повышения надежности приборов используют конструктивно-технологические методы, направленные на улучшение качества проектирования и изготовления отдельных элементов приборов и систем; методы автоматического и полуавтоматического контроля исправности приборов.

Надежность приборов и систем существенно повышается при использовании метода функциональной избыточности, при котором структура прибора выбирается таким образом, чтобы выход из строя некоторого количества элементов прибора, или даже целого прибора системы не повлек за собой отказа и не дал ощутимого снижения качества работы прибора или системы.

Введение функциональной избыточности в приборы и системы возможно несколькими способами, основными из которых являются комплексирование по мультимодальному принципу и резервирование.

Рис. 5.6. Упрощенная принципиальная схема БСГ-2П

Мультимодальный принцип комплексирования основывается на том, что одна и та же физическая величина измеряется несколькими измерителями, использующими различные физические принципы измерения, а сигналы измерителей обрабатываются таким образом, чтобы получить наиболее достоверный результат. Так, например, в курсовых системах для измерения курса самолета используются магнитные, гироскопические, астрономические, радиотехнические датчики курса и выход из строя одного из них не означает отказ всей системы в целом.

Резервирование возможно на различных уровнях. Можно резервировать и отдельные простейшие элементы (резисторы, конденсаторы, контакты, токоподводы и т. д.) или отдельные узлы: потенциометры, двигатели, реле, но можно резервировать и целиком отдельные приборы или даже системы

Для использования преимуществ, которые дает резервирование, необходимы устройства контроля, которые могли бы своевременно определять неисправный прибор и выдавать соответствующий сигнал, либо осуществлять автоматическое отключение неисправного прибора и использование резервного. В таких системах контроля часто используют метод «голосования». Так, например, если имеется три одинаковых устройства, то логично считать, что вероятность отказа одного из них больше, чем вероятность отказа остальных двух. Поэтому можно считать отказавшим тот прибор, в которой выходной сигнал отличается от сигналов двух других приборов на величину, превышающую допуск на точность работы. При этом резервирование должно быть таким, чтобы общее число резервных каналов было нечетным.

По такому принципу устроен блок сравнения гировертикалей (БСГ-2П), используемый на самолетах гражданской авиации (рис. 5.6).

В этом блоке контролируется исправная работа трех гировертикалей, причем на рисунке показана часть блока, контролирующая работу ЦГВ по крену; по тангажу схема аналогична. При исправной работе гировертикалей сигналы крена, снимаемые с них, не должны отличаться более чем на 4° и в этом случае магнитные усилители $У_1$, $У_2$, $У_3$, осуществляющие соответственно попарное сравнение сигналов гировертикалей 1—2, 2—3, 1—3, не приводят к переключению парных контактов 1—2, что, в свою очередь, не приводило к срабатыванию реле $Р_1$, $Р_2$, $Р_3$. Система не выдает сигнала отказа. Если же одна из ЦГВ будет выдавать сигнал, отличающийся от сигналов двух других больше чем на 4°, то магнитный усилитель заставит переключиться контакты 1—2; так, при неисправной работе ЦВГ-2 работают усилители $У_1$ и $У_2$ и своими контактами снимут питание с реле $Р_2$ и система выдает сигнал «Отказ ЦГВ-2». При этом реле $Р_1$ и $Р_3$ не сработают, так как каждое из реле питается через контакты двух релейных магнитных усилителей.

Сигнал об отказе может быть использован для отключения неисправной ЦГВ и для информирования экипажа об этом.

Глава 6

МАГНИТНЫЕ КОМПАСЫ

Задачи, которые приходится решать экипажам воздушных судов, подразделяются на две группы, тесно связанные между собой: 1) обеспечение стабилизации воздушного судна относительно центра масс — пилотирование; 2) вождение воздушного судна по заданной траектории из одной точки пространства в другую — навигация.

Для осуществления воздушной навигации необходимо непрерывно определять текущее положение воздушного судна в пространстве. Величины, характеризующие пространственное место воздушного судна и вектор его скорости в данный момент, называются навигационными элементами полета.

Курс воздушного судна — один из навигационных элементов полета. Под курсом воздушного судна в воздушной навигации понимают угол между положительным направлением меридиана и продольной осью воздушного судна, отсчитываемый по часовой стрелке.

В зависимости от логической схемы навигации и физико-технических средств, с помощью которых происходит определение курса, различают:

1. Магнитный курс (МК) — угол между северным направлением земного магнитного меридиана и продольной осью воздушного судна.

2. Истинный курс (ИК) — угол между направлением географического меридиана и продольной осью воздушного судна.

3. Условный курс — угол между направлением условного меридиана, т. е. любого заданного заранее направления на земной поверхности, и продольной осью воздушного судна.

Ниже будут рассмотрены приборы и системы для определения курсовых углов.

6.1. НЕКОТОРЫЕ СВЕДЕНИЯ О ЗЕМНОМ МАГНЕТИЗМЕ

Планета Земля представляет собой огромный постоянный магнит, полюса которого не совпадают с географическими полюсами Земли. Так, например, географические координаты северного магнитного полюса для эпохи 1950 г. были $\varphi=72^\circ$ северной широты и $\lambda=96^\circ$ западной долготы, а южного полюса $\varphi=70^\circ$ южной широты и $\lambda=150^\circ$ восточной долготы.

Состояние магнитного поля Земли в каждой точке пространства, окружающего Землю, характеризуется вектором напряженности T магнитного поля Земли, т. е. величиной и направлением силы, действующей в этой точке на единичную массу. Напряженность магнитного поля измеряется в эрстедах и в различных районах Земли составляет 0,4—0,79 Э.

Вектор напряженности магнитного поля Земли является касательным к магнитным силовым линиям. Поскольку магнитные силовые линии сходятся на магнитных полюсах, то вектор $\overline{T}$ не лежит в горизонтальной плоскости, а составляет с ней некоторый угол θ. Горизонтальная проекция $\overline{H}$ вектора $\overline{T}$ также не совпадает с направлением географического меридиана.

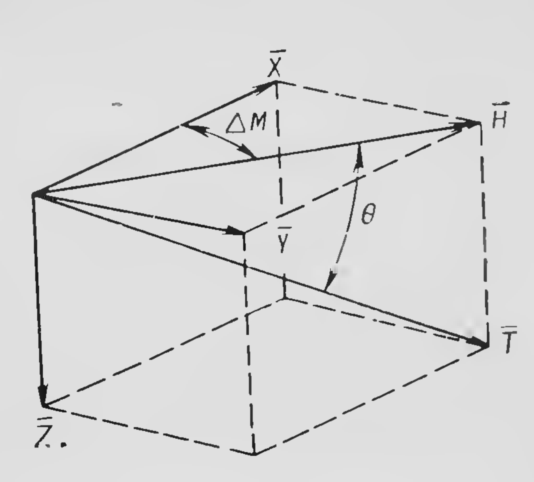


Рис. 6.1. Элементы земного магнетизма

На рис. 6 показаны элементы земного магнетизма: $\overline{H}$ — вектор горизонтальной составляющей напряженности магнитного поля Земли; $\overline{Z}$ — вектор вертикальной составляющей магнитного поля Земли; $\overline{X}$ — вектор северной и $\overline{Y}$ — вектор восточной составляющей магнитного поля. Векторы $\overline{X}$ и $\overline{Y}$ получаются при проектировании вектора $\overline{H}$ на северное и восточное географические направления. Угол θ между векторами $\overline{H}$ и $\overline{T}$ называется углом наклонения, а угол ΔM между плоскостью географического меридиана и вертикальной плоскостью, проходящей через вектор $\overline{H}$, — магнитным склонением.

Между элементами земного магнетизма в каждой точке Земли существуют очевидные связи:

$$X=H\cos\Delta M;\quad Y=H\sin\Delta M;$$

$$Z=H\operatorname{tg}\theta=T\sin\theta;\quad T^2=H^2+Z^2; \tag{6.1}$$

$$H=T\cos\theta;\quad \operatorname{tg}\Delta M=Y/X.$$

Углы θ имеют максимальные значения в районе магнитных полюсов и минимальные — в районе географического экватора.

Линии, соединяющие на земной поверхности точки, в которых какие-либо элементы магнетизма принимают равные значения, называются изолиниями. Так, например, линии, для которых $\theta=\text{const}$, называются изоклинами. Изогонами называются линии равных магнитных склонений, а изодинами — линии равных векторов H и Z.

Изолинии определяются с помощью магнитных съемок с большой точностью ($\pm 1'$) и наносятся на географические карты, которые называются магнитными. Магнитные карты используются в воздушной навигации для коррекции показаний магнитных приборов.

Следует отметить, что вектор T не постоянен во времени. В течение нескольких лет он претерпевает значительные изменения. Так, с 1540 г. по настоящее время магнитное склонение в районе Парижа изменилось на 35°!

Величина изменений среднегодовых значений навигационных элементов называется вековым ходом. Эта величина различна для разных точек Земли и может быть приближенно учтена при оценке навигационной магнитной обстановки.

6.2. МАГНИТНЫЕ КОМПАСЫ

Магнитным компасом называется устройство, с помощью которого определяется направление магнитного меридиана. Магнитный компас, по-видимому, можно считать одним из первых навигационных приборов, применявшихся человеком. Имеются сведения, что еще за 2,5 тысячи лет до н. э. китайцам было известно свойство свободно подвешенного магнита указывать на Север. В Европе компас стали применять только в XI—XII вв.

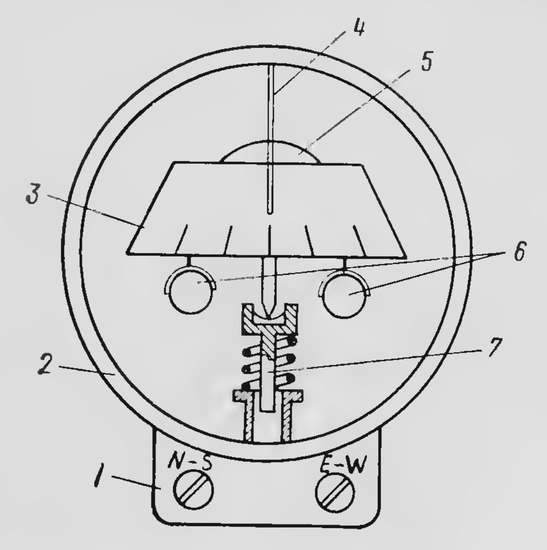


Рис. 6.2. Кинематическая схема магнитного компаса:
1—девиационный прибор; *2*—корпус; *3*—картушка; *4*—индекс; *5*—поплавок; *6*—магниты; *7*—подпятник

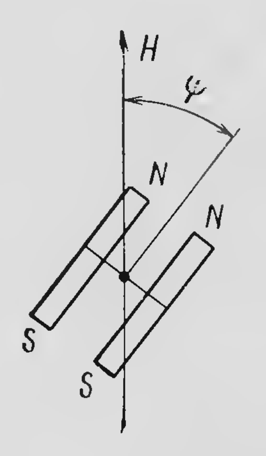


Рис. 6.3. К выводу уравнений движения компаса

В настоящее время магнитные компасы являются не основными навигационными приборами, однако благодаря одному очень важному достоинству — автономности — до сих пор используются в авиации в качестве резервных курсовых приборов.

Современный магнитный компас — это устройство, не требующее никакого электрического питания, имеет весьма небольшие размеры, масса не превышает 200 г.

Рассмотрим принцип работы авиационного магнитного компаса. Компас (рис. 6.2) представляет собой пластмассовый сосуд *2* шарообразной формы, внутри которого находятся два постоянных магнита *6* с одинаково направленными полюсами. Магниты крепятся к поплавку *5*, имеющему картушку (шкала) *3*, и опираются на подпятник *7*, представляющий собой подшипник. Подшипник крепится к корпусу с помощью пружины. Вертикальный неподвижный индекс *4* служит для отсчета показаний по шкале. Корпус прибора заполняется вязкой прозрачной жидкостью, удельный вес которой подбирается таким образом, чтобы вся подвижная система компаса обладала небольшой отрицательной плавучестью и оказывала минимальное давление на подшипник, уменьшая момент трения в нем. Кроме того, жидкость выполняет роль демпфирующей среды. Устройство *1* предназначено для устранения девиации компаса.

Магнитная система компаса, взаимодействуя с магнитным полем Земли, стремится занять направление, параллельное вектору T магнитного поля Земли. Поскольку магнитный компас должен определять направление горизонтальной составляющей H магнитного поля Земли и его картушка не должна иметь наклонов, то «южный» конец картушки делают тяжелее. В результате создается момент, компенсирующий в какой-то степени момент, действующий от вертикальной составляющей магнитного поля Земли Z.

Естественно, что таким способом можно компенсировать действие вертикальной составляющей Z далеко не полностью и, например, для северного полушария Земли. В южных широтах компас с утяжеленным «южным» концом картушки будет иметь тенденцию к наклону.

Пусть магниты компаса составляют с направлением горизонтальной составляющей магнитного поля Земли некоторый угол ψ (рис. 6.3). Тогда вращающий момент от взаимодействия магнитного поля постоянных магнитов компаса и горизонтальной составляющей земного магнитного поля можно выразить следующим образом:

$$M_{вр} = MH \sin\psi, \qquad (6.2)$$

где $M = 2ml$ — магнитный момент магнита; m — магнитная масса одного из полюсов обоих магнитов; l — расстояние между полюсами; ψ — угол отклонения магнита от магнитного меридиана.

Для малых углов ψ при движении магнитной системы вблизи установившегося положения уравнение (6.2) можно заменить следующим:

$$M_{вр} = MH\psi. \qquad (6.3)$$

Движению магнитной системы будет противодействовать момент инерционных сил

$$M_J = J\ddot{\psi} \qquad (6.4)$$

и момент сопротивления со стороны жидкости, окружающей магнитную систему:

$$M_ж = k\dot{\psi}. \qquad (6.5)$$

Это — момент вязкого трения, поэтому он пропорционален скорости движения.

Кроме этих моментов, движению магнитной системы противодействует момент трения в подпятнике 7 компаса (см. рис. 6.2), пропорциональный остаточному весу магнита, т. е. давлению магнитной системы на подпятник подшипника. Указанный момент по сравнению с остальными противодействующими моментами мал, поэтому он не учитывается при составлении уравнения движения магнита. С учетом сказанного выше, уравнение моментов можно записать так:

$$J\ddot{\psi}+k\dot{\psi}+MH\psi=0. \qquad (6.6)$$

Поделив обе части уравнения (6.6) на момент инерции I и вводя обозначения, имеем

$$\frac{k}{I}=2p \text{ и } \frac{MH}{I}=q^2; \qquad (6.7)$$

$$\ddot{\psi}+2p\dot{\psi}+q^2\psi=0. \qquad (6.8)$$

Таким образом, поведение магнитной системы компаса в магнитном поле Земли описывается линейным однородным дифференциальным уравнением второго порядка.

Характеристическое уравнение для выражения (6.8) можно записать в виде

$$r^2+2pr+q^2=0, \qquad (6.9)$$

соответственно корни уравнения (6.9) будут

$$r_{1,2}=-p\pm\sqrt{p^2-q^2}. \qquad (6.10)$$

Следовательно, общее решение для уравнения (6.8) имеет вид

$$\psi=C_1\mathbf{e}^{r_1t}+C_2\mathbf{e}^{r_2t}, \qquad (6.11)$$

где C_1 и C_2 — произвольные постоянные; t — время.

Возможны два основных решения уравнения (6.8) в зависимости от соотношения p и q.

Если $p\ll q$, то с учетом (6.7)

$$k\ll 2\sqrt{MHI} \qquad (6.12)$$

и соответствует тому, что сопротивление со стороны жидкости по сравнению с магнитным моментом невелико, следовательно, корни уравнения (1.10) можно записать следующим образом:

$$r_{1,2}=-p\pm iq. \qquad (6.13)$$

Общее решение уравнения (6.8) при условии (6.12) будет

$$\psi_1=C_1\mathbf{e}^{-pt}\cos qt+C_2\mathbf{e}^{-pt}\sin qt. \qquad (6.14)$$

Если же $p\gg q$, что означает с учетом формулы (6.7), что демпфирующие свойства жидкости очень сильны, то корни уравнения (1.10) запишутся так:

$$r'_1=0;\ r'_2=-2p, \qquad (6.15)$$

а общее решение уравнения (6.8) для этого случая будет

$$\psi_2=C_3\mathbf{e}^{r'_1t}+C_4\mathbf{e}^{r'_2t}. \qquad (6.16)$$

Для определения произвольных постоянных допустим, что в момент времени $t=t_0=0$ магнитная система была отклонена от положения магнитного меридиана на угол $\psi=\psi_0$ и в то же время имела нулевую начальную скорость, т. е. $\dot{\psi}=0$.

Тогда для этих условий уравнение (6.14) можно переписать в виде

$$\psi_0=C_1. \qquad (6.17)$$

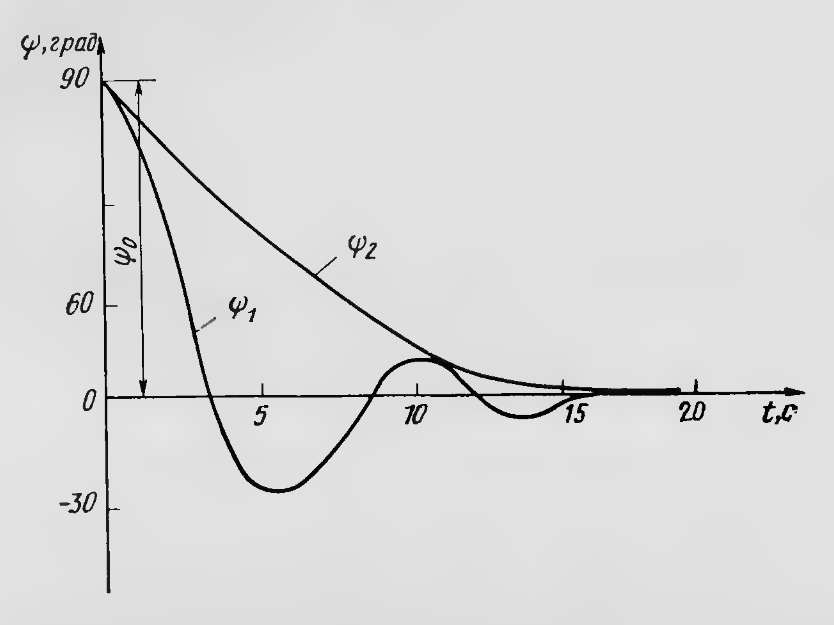


Рис. 6.4. Кривые переходных процессов ψ_1 и ψ_2 при $p\ll q$ и $p\gg q$ соответственно

Продифференцируем уравнение (6.14) и приравняем его нулю:

$$\dot{\psi}=-C_1p\mathbf{e}^{-pt}\cos qt-C_1q\mathbf{e}^{-pt}\sin qt-C_2p\mathbf{e}^{-pt}\times$$
$$\times\sin qt+C_2\mathbf{e}^{-pt}q\cos qt. \qquad (6.18)$$

Отсюда при $t=0$, $\dot{\psi}=0$ имеем

$$0=-C_1p+C_2q,$$

т. е. определим произвольную постоянную C_2:

$$C_2=\psi_0\frac{p}{q}. \qquad (6.19)$$

Таким образом, решение уравнения (6.8) при условии малого демпфирования со стороны жидкости имеет вид

$$\psi_1=\psi_0\mathbf{e}^{-\frac{k}{2J}t}\left(\cos\sqrt{\frac{MH}{I}}\,t+\frac{k}{2\sqrt{MHI}}\sin\sqrt{\frac{MH}{I}}\,t\right). \qquad (6.20)$$

Как видно из уравнения (6.20), движение магнитной системы к установившемуся положению имеет колебательный характер (рис. 6.4.)

При $p \gg q$, что означает, что демпфирующие свойства жидкости очень велики, уравнение (6.16) будет описывать движение подвижной системы к установившемуся положению — это движение будет близко к апериодическому.

Как видно из рис. 6.4, в этом случае картушка компаса успокаивается дольше, но зато она меньше подвержена колебаниям, поэтому и ошибка при рысканиях самолета должна быть меньше. За счет сильных демпфирующих свойств показания компаса при рыскании самолета будут устойчивее. В то же время при разворотах самолета истинное значение компасного магнитного курса, индицируемое компасом, будет запаздывать по отношению к развороту самолета.

При проектировании магнитного компаса величины p и q, т. е. соотношение между вращающим моментом и моментом демпфирования, выбирают таким образом, чтобы время прихода к установившемуся значению было минимальным и система не обладала большой колебательностью, иначе отсчет показаний компаса будет неудобным.

6.3. ПОГРЕШНОСТИ МАГНИТНОГО КОМПАСА

Назначение магнитного компаса — определение магнитного курса самолета $\gamma_м$, т. е. угла между горизонтальной составляющей магнитного поля Земли и продольной осью самолета. В условиях реального полета магнитные компасы неизбежно подвергаются различного рода воздействиям, например, магнитным, ускорительным и т. д., которые вызывают его погрешности.

Разница между действительным магнитным курсом $\gamma_м$ и показанием компаса (компасный курс) $\gamma_к$ называется суммарной девиацией δ_Σ. Магнитный курс определяется соотношением

$$\gamma_м = \gamma_к + \delta_\Sigma. \qquad (6.21)$$

Рассмотрим основные причины, вызывающие суммарную девиацию магнитного компаса.

Магнитная девиация. Магнитная система компаса реагирует на окружающее магнитное поле, которое в общем случае является результирующим магнитных полей Земли и источников магнетизма самолета, например, стальных масс, электрических источников, радиосистем и т. д. Поэтому магнитная система устанавливается не по направлению магнитного меридиана, а имеет некоторую погрешность $\delta_м$, называемую магнитной девиацией.

Теория магнитной девиации и ее применение для практических целей разработана довольно полно. Глубокое и всестороннее исследование этого вопроса было дано академиком А. Н. Крыловым. Подробно теория магнитной девиации рассматривается в курсе «Воздушная навигация».

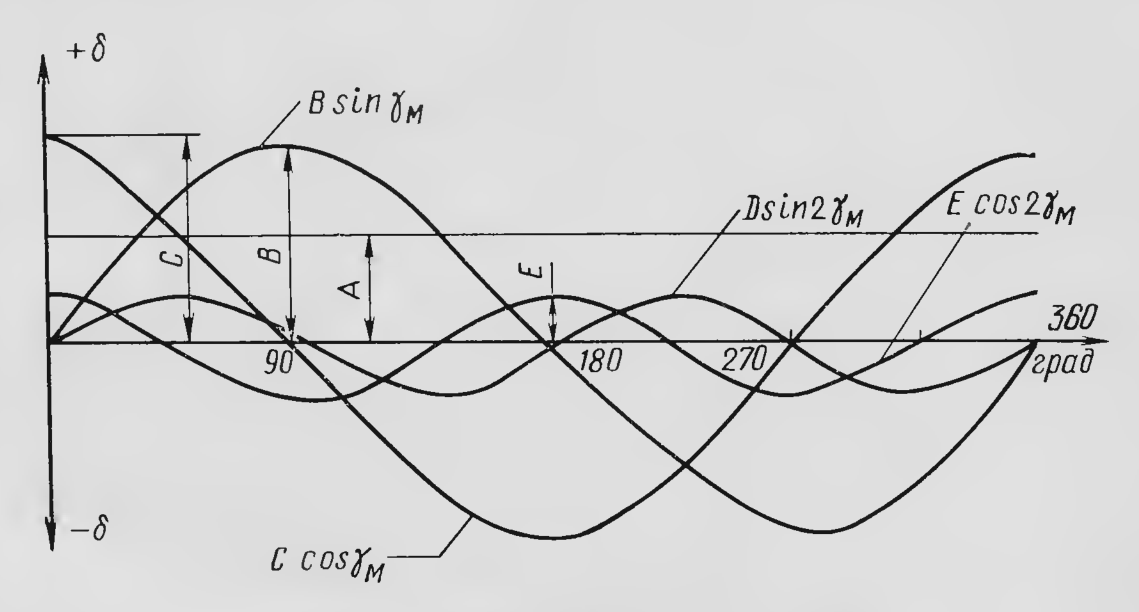


Рис. 6.5. Графики магнитных девиаций

Остановимся только на основных вопросах этой теории.

Девиация магнитного компаса определяется экспериментально при выполнении девиационных работ. Однако для оценки характера девиации весьма важно произвести некоторые расчеты, которые удобнее выполнить по приближенным формулам девиации.

Различают девиацию трех видов: постоянную δ_1, полукруговую δ_2 и четвертную δ_3.

Суммарная магнитная девиация

$$\delta_\Sigma = \delta_1 + \delta_2 + \delta_3. \qquad (6.22)$$

Постоянная девиация δ_1 определяется главным образом неточной установкой компаса на самолете. Эту девиацию принято обозначать $\delta_1 = A$. Коэффициент постоянной девиации A представлен прямой линией на графике девиации (рис. 6.5), выражающем зависимость девиации от магнитного курса.

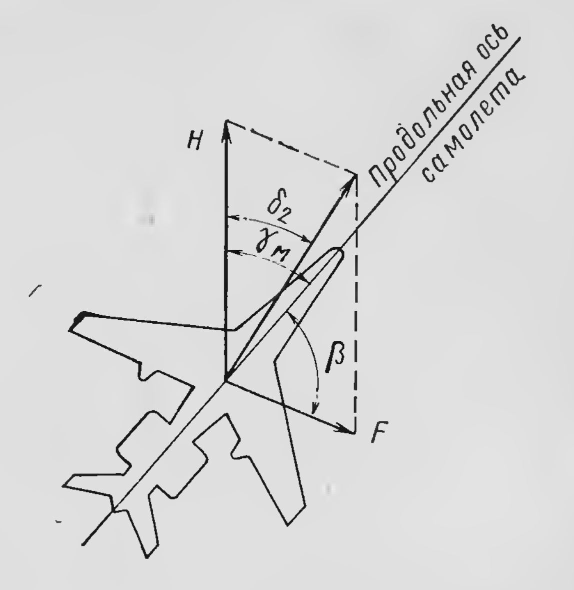


Рис. 6.6. К выводу формулы девиации

Величина δ_2 представляет собой девиацию, вызванную:

1) твердым в магнитном отношении железом, т. е. железом, которое, будучи однажды намагниченным, сохраняет постоянными свои магнитные свойства; 2) постоянными магнитными полями от различных электрических источников, не меняющих свои направления при повороте самолета.

Пусть самолет расположен относительно направления горизонтальной составляющей H магнитного поля Земли, как показано на рис. 6.6, а равнодействующая от магнитных полей самолета F образует с его продольной осью угол β. В этом случае магнитная система установится по направлению компасного меридиана.

Принимая во внимание только магнитные силы, уравнение равновесия магнитной системы будет

$$-M_{\text{вр}H}+M_{\text{вр}F}=0, \quad (6.23)$$

где $M_{\text{вр}H}$, $M_{\text{вр}F}$ — вращающие моменты от магнитного поля Земли и магнитного поля самолета соответственно.

Согласно уравнению (6.2), можно записать

$$MH\sin\delta_2=MF\sin(\gamma_{\text{м}}+\beta-\delta_2). \quad (6.24)$$

Для малых девиаций $\sin\delta_2=\delta_2$, тогда, пренебрегая величиной δ_2 по сравнению с $\gamma_{\text{м}}+\beta$, будем иметь

$$\delta_2=\frac{F}{H}\sin(\gamma_{\text{м}}+\beta). \quad (6.25)$$

Следовательно, девиация δ_2, обусловленная твердым железом самолета, является непрерывной периодической функцией. Она зависит от величины магнитного поля, создаваемого твердым железом, направления этого магнитного поля относительно продольной оси самолета и напряженности H магнитного поля Земли, которая зависит от широты места. Поскольку эта девиация дважды за оборот (360°) принимает максимальное значение и обращается в нуль, она получила название полукруговой девиации (см. рис. 6.5).

Выражение (6.25) при $\beta=\text{const}$ можно представить так:

$$\delta_2=\frac{F}{H}\cos\beta\sin\gamma_{\text{м}}+\frac{F}{H}\sin\beta\cos\gamma_{\text{м}};$$

$$\delta_2=B\sin\gamma_{\text{м}}+C\cos\gamma_{\text{м}}, \quad (6.26)$$

где $B=\frac{F}{H}\cos\beta$; $C=\frac{F}{H}\sin\beta$ — приближенные коэффициенты девиации, характеризующие девиацию от твердого железа.

Рассмотрим теперь девиацию δ_3, обусловленную мягким в магнитном отношении железом. Известно, что мягкое железо намагничивается полем Земли, причем направление магнитной оси в железе в общем случае не совпадает с направлением намагничивающего поля. Тогда, обозначив угол между направлением равнодействующей магнитного поля от мягкого железа Φ и продольной осью самолета через ξ и рассуждая таким же образом, как в предыдущем случае, имеем уравнение равновесия магнитной системы:

$$MH\sin\delta_3=M\Phi\sin(\gamma_{\text{м}}+\xi-\delta_3). \quad (6.27)$$

В то же время, поскольку величина Φ зависит от напряженности H, можно записать

$$\Phi=kH\cos(\gamma_{\text{м}}+\xi), \quad (6.28)$$

где k — коэффициент, характеризующий мягкое железо.

Делая допущение о малости девиации δ_3 и подставляя выражение (6.28) в формулу (6.27), имеем

$$\delta_3=k\sin 2(\gamma_{\text{м}}+\xi)\cos(\gamma_{\text{м}}+\xi). \quad (6.29)$$

Обозначив $k=2n$, получаем

$$\delta_3=n\sin 2(\gamma_{\text{м}}+\xi) \quad (6.30)$$

или, раскладывая это выражение, будем иметь

$$\delta_3=n\cos 2\xi\sin 2\gamma_{\text{м}}+n\sin 2\xi\cos 2\gamma_{\text{м}}.$$

Введя обозначения

$$n\cos 2\xi=D \text{ и } n\sin 2\xi=E,$$

окончательно запишем выражение для девиации δ_3:

$$\delta_3=D\sin 2\gamma_{\text{м}}+E\cos 2\gamma_{\text{м}}. \quad (6.31)$$

В этом уравнении D и E — приближенные коэффициенты девиации, создаваемой мягким железом. Поскольку девиация δ_3 четырежды за 360° получает максимальные значения и обращается в нуль, она получила название четвертной девиации.

Подставляя в уравнение (6.22) значения постоянной, полукруговой и четвертной девиаций, получаем суммарную магнитную девиацию:

$$\delta_\Sigma=A+B\sin\gamma_{\text{м}}+C\cos\gamma_{\text{м}}+D\sin 2\gamma_{\text{м}}+E\cos 2\gamma_{\text{м}}. \quad (6.32)$$

Если известны приближенные коэффициенты девиации A, B, C, D, E, то можно вычислить девиацию на любом магнитном курсе.

Воспользовавшись формулой (6.32), составим восемь уравнений для восьми магнитных курсов.

В левой части уравнений будут известные из эксперимента суммарные девиации на указанных курсах, а в правой — приближенные коэффициенты девиации, подлежащие определению:

$$\left.\begin{aligned}&\delta_0=A+C+E; && \delta_{45}=A+B_s+C_s+D;\\ &\delta_{90}=A+B-E; && \delta_{135}=A+B_s-C_s-D;\\ &\delta_{180}=A-C+E; && \delta_{225}=A-B_s-C_s+D;\\ &\delta_{270}=A-B-E; && \delta_{315}=A-B_s+C_s-D,\end{aligned}\right\} \quad (6.33)$$

где $s=\sin 45°=\cos 45°$.

Как видно, в правой части уравнений имеется пять неизвестных коэффициентов, для определения которых хватило бы пяти уравнений, однако на практике чаще пользуются всеми восемью уравнениями.

Решение системы уравнений (6.38) дает выражения для приближенных коэффициентов девиации:

$$\left.\begin{aligned} A&=\frac{\delta_0+\delta_{90}+\delta_{180}+\delta_{270}}{4}; \quad B=\frac{\delta_{90}-\delta_{270}}{2};\\ C&=\frac{\delta_0-\delta_{180}}{2}; \quad D=\frac{\delta_{45}+\delta_{225}-\delta_{135}-\delta_{315}}{4};\\ E&=\frac{\delta_0+\delta_{180}-\delta_{90}-\delta_{270}}{4}. \end{aligned}\right\} \qquad (6.34)$$

По известному значению суммарной девиации на восьми курсах можно определить по формуле (6.32) значение магнитной девиации для любого магнитного курса.

Магнитная девиация на летательных аппаратах устраняется на горизонтальных площадках, удаленных не менее чем на 100 м от стоянок самолетов, аэродромных сооружений, бетонированных взлетно-посадочных полос, армированных железом, электрических сетей и т. д.

Устранение девиации должно проводиться при включенном электрорадиооборудовании, которое в полете большую часть времени работает. Самолет разворачивается на соответствующий магнитный курс, контролируемый специальным девиационным пеленгатором, устройством, позволяющим точно установить самолет на заданный магнитный курс.

Девиация определяется как разность между магнитным и компасным курсом

$$\delta=\gamma_{м}-\gamma_{к}. \qquad (6.35)$$

Девиация магнитного компаса типа КИ-13 (см. рис. 6.2) устраняется девиационным прибором, представляющим собой устройство (рис. 6.7) с двумя постоянными магнитами, взаимное положение которых изменяется как относительно друг друга, так и относительно магнитной системы компаса. Поворачивая валики *2*, меняют результирующее магнитное поле магнитов *1* и тем самым компенсируют магнитное поле самолета. Девиационный прибор позволяет устранить полукруговую девиацию, после чего снимается график остаточной, т. е. неустраненной девиации. Этим графиком экипаж пользуется в полете для внесения поправок в показания компаса.

Креновая погрешность, или креновая девиация компаса. Она возникает при кренах самолета, при наборе высоты или снижении в результате изменения положения деталей самолета, обладающих магнитными свойствами, относительно магнитной системы компаса, которая при эволюциях самолета стре-

мится сохранить свое горизонтальное положение. Изменение положения магнитных масс относительно подвижной системы компаса приводит к изменению магнитных сил, действующих на компас, и создает дополнительную девиацию.

Кроме этого, при кренах самолета на магнитную систему оказывает влияние вертикальная составляющая земного магнетизма Z.

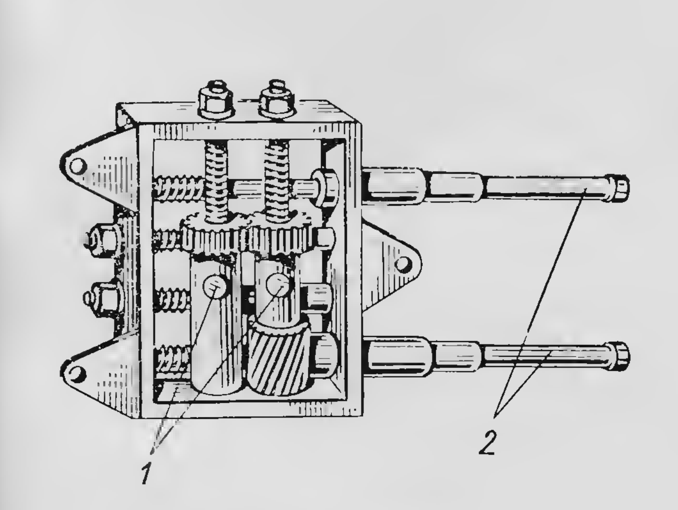


Рис. 6.7. Девиационный прибор: *1*—магниты; *2*—валики

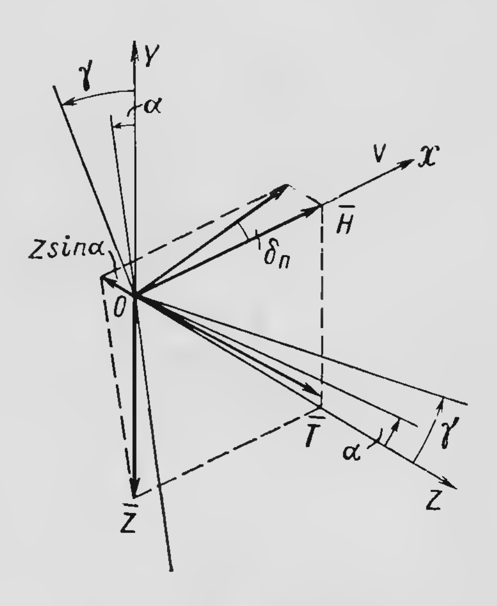


Рис. 6.8. К определению креновой погрешности

Пусть самолет летит горизонтально, и его продольная ось Ox совпадает с направлением магнитного меридиана (рис. 6.8). При этом вертикальная составляющая магнитного поля Земли Z не сказывает влияния на движение магнитной системы, так как она направлена по оси компаса. Самолет при развороте получает некоторый угол крена γ, в результате чего вектор Z уже не совпадает по направлению с осью подвеса магнитной системы на некоторый угол α, так как магнитная система все же получит наклон при вираже. Следовательно, как видно из рис. 6.8, на магнитную систему будет действовать равнодействующая от горизонтальной составляющей магнитного поля Земли H и проекции вертикальной составляющей Z на плоскость $Z \sin \alpha$, в которой находятся магниты, что приведет к ошибке $\delta_п$ в показаниях компаса. Эта ошибка зависит от магнитного курса самолета, географической широты места (от широты места зависит отношение горизонтальной и вертикальной составляющих напряженности магнитного поля) и от крена самолета. Креновая погрешность может достигать значительных величин.

Инерционная девиация возникает вследствие действия ускорений на картушку, «южный» конец которой утяжелен для поддержания магнитной системы в горизонтальном положении.

Под действием периодических возмущений, например, при полете в болтанку, возникают инерционные силы, заставляющие магнитную систему колебаться относительно указывающего индекса, что затрудняет отсчет показаний. Кроме того, при некоординированном вираже или при изменении скорости полета инерционные силы заставляют магнитную систему двигаться при отсутствии разворота самолета.

Погрешность от увлечения картушки возникает при развороте самолета, когда жидкость, заполняющая кожух компаса, вследствие трения о стенки вращается вместе с самолетом и увлекает за собой картушку компаса. После виража картушка возвращается в свое прежнее положение по отношению к магнитному меридиану, на это уходит до 30 с. До истечения этого времени отсчитывать показания не следует.

Погрешность от трения возникает за счет того, что вращающийся магнитный момент при малых углах отклонения магнитной системы компаса от магнитного меридиана невелик и соизмерим с моментом трения в опоре подпятника компаса. Уравнение равновесия для этого случая можно записать в виде

$$MH\psi = k\theta, \qquad (6.36)$$

где k — коэффициент трения в опоре компаса; θ — остаточный вес магнитной системы.

Из уравнения (6.36) находим угол, на который магнитная система не дойдет до направления магнитного меридиана:

$$\psi = \frac{k\theta}{MH}. \qquad (6.37)$$

6.4. МАГНИТНЫЙ КОМПАС КИ-13 И ЕГО ЛЕТНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

В настоящее время наиболее широко применяется магнитный компас типа КИ-13, кинематическая схема которого изображена на рис. 6.2, а внешний вид представлен на рис. 6.9.

Основные технические данные

Температурный диапазон работы °С	+50÷—60
Инструментально-шкаловая погрешность компаса (без девиационного устройства), град	±1
Угол застоя картушки (ошибка от трения) без постукивания, град	не более 1
Угол увлечения картушки в диапазоне температур +50÷—60° С и угловой скорости 36 град/с, град	не более 10
Время полного успокоения в диапазоне температур +50÷—60° С, с	не более 17
Компас устойчиво работает при кренах, град	17
Масса, кг	не более 0,15

Перед полетом необходимо осмотреть компас и убедиться, что отсутствуют внешние повреждения и подтекание жидкости из его корпуса. Внешним осмотром проверить состояние жидкости в компасе. Она должна быть прозрачной, без пузырьков воздуха.



Рис. 6.9. Магнитный компас КИ-13

Компасный курс отсчитывается по картушке против индекса. В неспокойной атмосфере наблюдаются колебания картушки, которые достигают ±15÷±20°, и отсчет курса затруднен, поэтому рекомендуется определить не мгновенное значение курса, а некоторое среднее за 5÷10 с.

Компасный курс с поправкой на девиацию является магнитным, а с поправкой на магнитное склонение — истинным курсом.

Глава 7

ГИРОСКОПИЧЕСКИЕ ПРИБОРЫ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КУРСА

7.1. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ГИРОСКОПА С ДВУМЯ СТЕПЕНЯМИ СВОБОДЫ В КАЧЕСТВЕ КОМПАСА

Гироскопическим компасом (гирокомпас) называется устройство, которое обладает способностью отыскивать направление географического меридиана в данном месте и удерживать его в течение всего времени работы.

Идея использования свойств гироскопа с двумя степенями свободы для определения направления географического меридиана была высказана французским ученым Леоном Фуко еще в 1852 г., однако осуществлена она была значительно позднее.

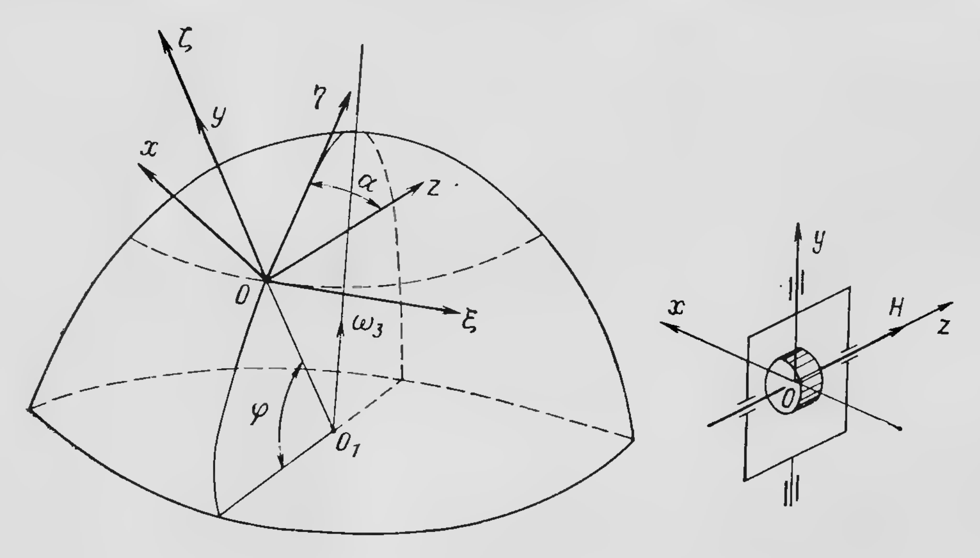


Рис. 7.1. К пояснению принципа работы двухстепенного гирокомпаса

Представим гироскоп с двумя степенями свободы, который установлен на Земле в точке с географической широтой φ таким образом, что его главная ось Oz находится в горизонтальной плоскости и отклонена от направления географического меридиана на некоторый угол α, а ось прецессии Oy расположена вертикально (рис. 7.1). На рис. 7.1 изображена неподвижная система координат $O\xi\eta\zeta$ с центром в точке O, совпадающем с центром тяжести ротора гироскопа, ось $O\zeta$ направлена по вертикали места; ось $O\eta$ направлена на географический север, а $O\xi$ — на восток. Система координат $Oxyz$ связана с гироскопом. Найдем проекции ω_x, ω_y скорости вращения Земли $\omega_з$ на оси Ox и Oy. Как видно из рис. 7.1,

$$\omega_x = \omega_з \cos\varphi \sin\alpha; \quad \omega_y = \omega_з \sin\varphi, \tag{7.1}$$

тогда уравнение движения гироскопа вокруг оси прецессии при отсутствии каких-либо моментов по этой оси можно записать в следующем виде:

$$I_y\ddot{\alpha} + H\omega_x = 0, \tag{7.2}$$

где I_y — момент инерции устройства относительно оси Oy; H — кинетический момент гироскопа.

Подставляя значение угловой скорости ω_x в уравнение (7.2) и полагая угол α малым (нас интересует движение гироскопа вблизи установившегося положения), имеем

$$I_y\ddot{\alpha} + H\omega_з \cos\varphi \cdot \alpha = 0 \tag{7.3}$$

или

$$\ddot{\alpha} + b^2\alpha = 0, \tag{7.4}$$

где

$$b^2 = \frac{H\omega_з \cos\varphi}{I_y}.$$

Характеристическое уравнение для выражения (7.4) можно записать в виде

$$r^2 + b^2 = 0,$$

откуда

$$r_1 = ib, \quad r_2 = -ib.$$

Тогда решением уравнения (7.3) будет

$$\alpha = C_1 \cos r_1 t + C_2 \sin r_2 t. \tag{7.5}$$

Из начальных условий при $t=0$, $\alpha=\alpha_0$, $\dot{\alpha}=0$ получаем $\alpha_0=C_1$ и, продифференцировав уравнение (7.5) для определения C_2, имеем

$$0 = -C_1 r_1 \sin r_1 t + C_2 r_2 \cos r_2 t,$$

откуда $C_2=0$.

Окончательно решение уравнения (7.3) получаем в следующем виде:

$$\alpha = \alpha_0 \cos\sqrt{\frac{H\omega_з \cos\varphi}{I_y}}\, t. \tag{7.6}$$

Из выражения (7.6) следует, что собственная ось вращения гироскопа совершает незатухающие колебания относительно положения равновесия, которым является истинный меридиан. Период незатухающих колебаний для реальных гироскопов, используемых на средних широтах, сравнительно невелик и составляет 60—70 с.

Таким образом, главная ось гироскопа с двумя степенями свободы с горизонтальным кинетическим моментом, будучи отклонена от направления меридиана, стремится возвратиться к нему под действием момента $H\omega_з \cos\varphi \sin\alpha$, который называется направляющим. Следовательно, такое устройство обладает свойством отыскивать географический меридиан и является компасом.

Если по оси прецессии гироскопа приложить некоторый демпфирующий момент $M_д = k\dot{\alpha}$, пропорциональный скорости движения по этой оси, как известно из теории гироскопов с двумя степенями свободы, собственная ось вращения гироскопа совершает затухающие колебания относительно положения равновесия истинного меридиана. Использование гирокомпаса в этом случае удобнее.

Несмотря на простоту рассмотренного гирокомпаса, его техническая реализация вызывает значительные трудности. Действительно, направляющий момент, как сказано выше, зависит от величины $\sin\alpha$, т. е. он уменьшается по мере приближения к положению меридиана, и в некоторый момент времени становится равным моменту трения в опорах карданова подвеса по оси Oy. Это аналогично подобному явлению в магнитном компасе, приводит к зоне застоя и к ошибке в определении меридиана. Поэтому в подобных компасах подвесы делаются либо воздушными, либо торсионными, имеющими малый момент трения.

В гражданской авиации гирокомпасы с двухстепенными гироскопами не применяются, поскольку:

1) гироскопическое устройство, установленное на подвижном основании, реагирует и на угловые скорости перемещения самолета.

Например, самолет, имея скорость $V=1000$ км/ч, летит строго на север, тогда его угловая скорость ω_V (град/ч) будет

$$\omega_V=\frac{V}{R}=\frac{1000\cdot 57{,}3}{6371}=9,$$

где R — радиус Земли.

Эта угловая скорость соизмерима с величиной $\omega_З=15$ град/ч, и следовательно, положение равновесия гиромкомпаса не совпадает с географическим меридианом;

2) такой гирокомпас на самолете необходимо устанавливать на стабилизированную в плоскости горизонта платформу с высокой точностью стабилизации.

В связи с этим подобные гирокомпасы используются только на земле, их иногда называют «сухопутными гирокомпасами».

7.2. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ГИРОСКОПА С ТРЕМЯ СТЕПЕНЯМИ СВОБОДЫ В КАЧЕСТВЕ КОМПАСА

Гирокомпасы с тремя степенями свободы широко применяются в морском флоте, их теория и практика хорошо разработаны. Особенно ценны исследования, проведенные академиком А. Н. Крыловым и профессором Б. И. Кудревичем.

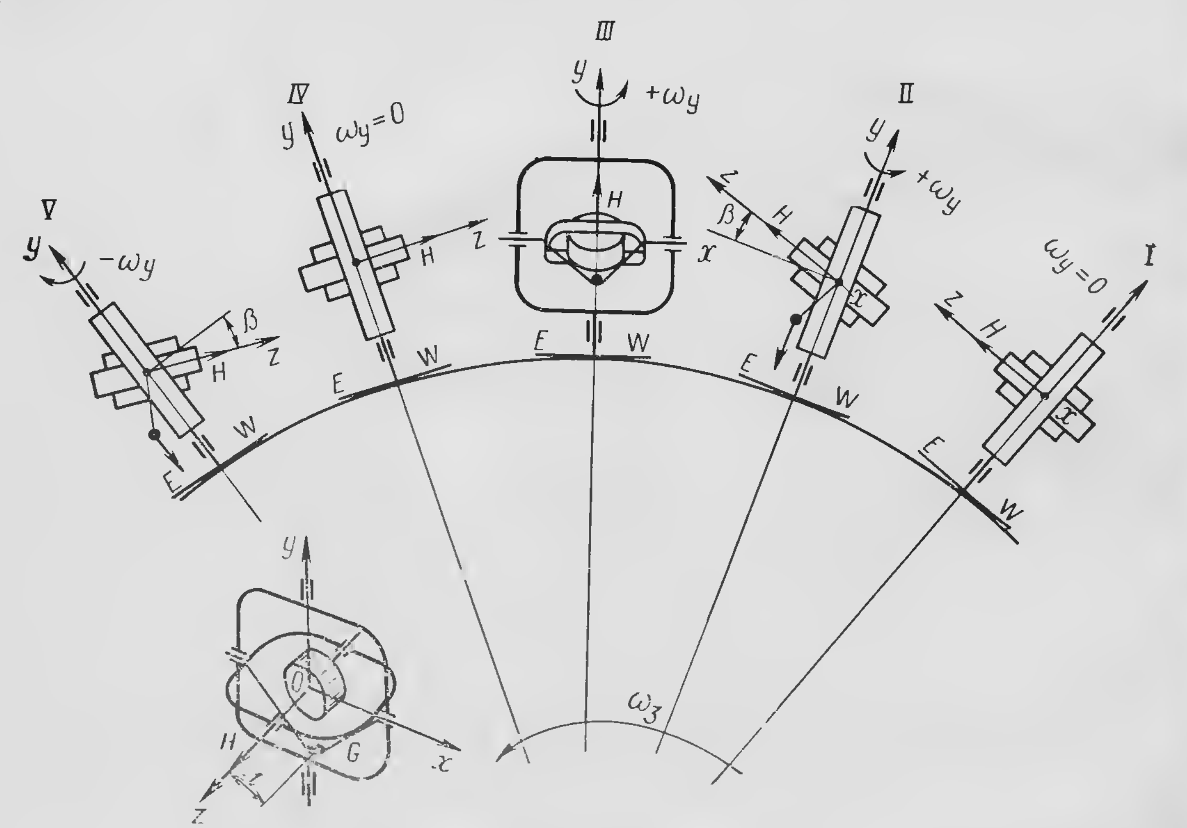


Рис. 7. 2. К появнению принципа работы гирокомпаса

Рассмотрим только физические принципы работы одногироскопного гирокомпаса без привлечения математической теории.

Представим, что гироскоп с тремя степенями свободы установлен на земле на широте экватора (рис. 7.2). Пусть в начальный момент времени (положение I) его собственная ось вращения и кинетический момент H направлены на восток. Внешняя ось карданова подвеса Oy направлена по вертикали, ось Ox рамы направлена на север. На внутренней раме карданова подвеса укреплен некоторый груз G, причем он расположен по оси Oy. Таким образом, центр тяжести системы оказывается смещенным по оси Oy на некоторое расстояние l от точки O.

В положении I смещение центра тяжести не создает момента вокруг точки O, так как сила тяжести, приложенная к центру масс, проходит через точку O.

Через некоторое время Земля, вследствие суточного вращения, повернется вместе с гироскопом на некоторый угол, и гироскоп займет относительно Земли положение II, сохраняя неизменным свое направление в мировом пространстве. При этом собственная ось гироскопа окажется приподнятой над плоскостью горизонта на угол β. Теперь уже вокруг оси Ox за счет смещения центра тяжести возникнет некоторый момент M_x, вектор которого направлен по оси Ox перпендикулярно к плоскости рисунка и обращен к наблюдателю:

$$M_x=mgl\sin\beta, \tag{7.7}$$

где m — масса груза; g — ускорение силы тяжести.

Под действием этого момента гироскоп прецессирует вокруг оси Oy с угловой скоростью

$$\omega_y=\frac{mgl\sin\beta}{H}. \tag{7.8}$$

При этом, согласно правилу прецессии, кинетический момент гироскопа начнет двигаться к плоскости меридиана.

За счет вращения Земли в момент времени, когда кинетический момент гироскопа достигнет плоскости меридиана (положение III), он по-прежнему будет приподнят над плоскостью горизонта. Прецессия будет продолжаться в сторону запада. Поскольку западная половина горизонта поднимается теперь относительно кинетического момента гироскопа, то угол β начнет уменьшаться, а следовательно, будет уменьшаться согласно уравнению (7.8) и угловая скорость прецессии.

В некоторый момент времени (положение IV) кинетический момент гироскопа займет горизонтальное положение, и прецессия прекратится, так как момент M_x будет равен нулю. Вследствие непрерывного вращения Земли через некоторое время снова появится угол между кинетическим моментом гироскопа и горизонтом (положение V). Кинетический момент будет теперь не приподнят над горизонтом, а опущен под горизонт. Момент M_x получит обратный знак, и возобновится прецессия в сторону меридиана с запада. Таким образом, кинетический момент гироскопа опишет замкнутую кривую в виде растянутого эллипса, меньшая полуось которого лежит в плоскости меридиана. Это будут свободные колебания гироскопа вокруг положения меридиана.

Конструкция гироскопа выполнена таким образом, что эти колебания затухают, а кинетический момент гирокомпаса устанвливается по направлению истинного меридиана.

Следовательно, гироскоп с тремя степенями свободы со смещенным центром тяжести по оси внешней рамы карданова подвеса способен отыскивать положение истинного меридиана и является компасом.

Ввиду того, что точность гироскопического компаса в определении меридиана существенно зависит от скорости и ускорений объекта, на котором он установлен, в авиации он до сих пор не используется.

7.3. ПОВЕДЕНИЕ СВОБОДНОГО ГИРОСКОПА С ТРЕМЯ СТЕПЕНЯМИ СВОБОДЫ НА САМОЛЕТЕ

Рассмотрим поведение свободного гироскопа на движущемся основании, когда к нему не прикладываются никакие моменты.

Пусть гироскоп с тремя степенями свободы установлен на самолете таким образом, что его главная ось Oz совпадает с продольной осью самолета и в начальный момент лежит в плоскости земного горизонта (рис. 7.3); ось внешней рамы карданова подвеса совпадает с вертикальной осью самолета. Самолет летит с истинным курсом $\gamma_и$ на географической широте φ, имея путевую скорость W.

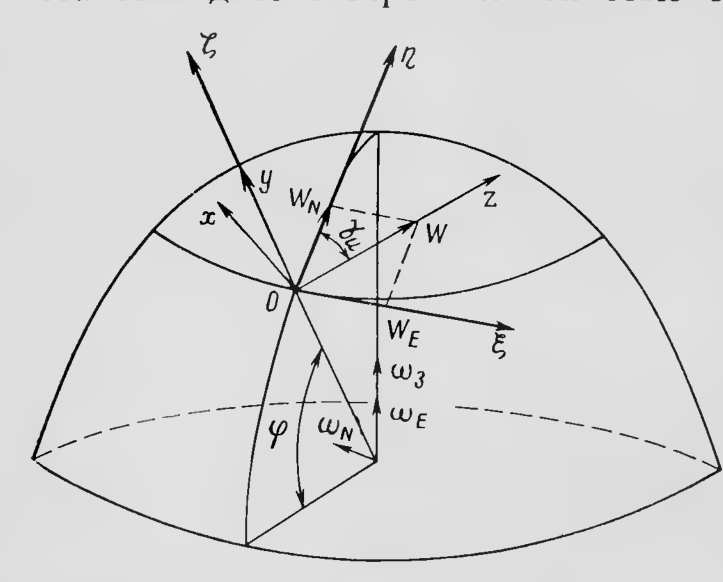


Рис. 7.3. К определению ухода курсового гироскопа на подвижном основании

Зададимся системой координат $O\xi\eta\zeta$, начало которой совпадает с центром масс самолета, ось $O\eta$ направлена на север, ось $O\xi$ — на восток, а ось $O\zeta$ направлена от центра Земли по направлению местной вертикали.

Будем считать, что центр тяжести гироскопа совпадает с центром тяжести самолета. Тогда оси системы координат $Oxyz$, связанной с гироскопом, будут направлены следующим образом: Oz совпадает с вектором путевой скорости самолета W, ось Oy направлена по оси $O\zeta$, а ось Ox перпендикулярна осям Oy и Oz.

Для определения движения гироскопа относительно неподвижной географической системы координат $O\xi\eta\zeta$ найдем скорости движения гироскопа ω_x и ω_y вокруг внутренней и внешней осей карданова подвеса. С этой целью определим проекции всех скоростей на оси Ox и Oy гироскопа. Нам необходимо знать проекции угловой скорости вращения Земли на оси гироскопа и проекции угловых скоростей, возникающих от движения самолета относительно Земли.

Проекция угловой скорости Земли $\omega_З$ на внутреннюю ось Ox карданова подвеса, как видно из рис. 7.3, будет

$$\omega_З^x = \omega_З \cos\varphi \sin\gamma_и. \qquad (7.9)$$

Проекция угловой скорости Земли на внешнюю ось Oy карданова подвеса гироскопа выражается следующим образом:

$$\omega_З^y = \omega_З \sin\varphi. \qquad (7.10)$$

Если разложим путевую скорость полета самолета W на составляющие по осям $O\xi$ и $O\eta$ и поделим их на радиусы вращения, то найдем угловые скорости от движения самолета.

Проекции на оси $O\xi$ и $O\eta$ будут соответственно

$$W_E = W \sin\gamma_и; \quad W_N = W\cos\gamma_и, \qquad (7.11)$$

а угловые скорости от этих линейных скоростей

$$\omega_E = \frac{W\sin\gamma_и}{R\cos\varphi}; \quad \omega_N = \frac{W\cos\gamma_и}{R}, \qquad (7.12)$$

где R — радиус Земли.

Векторы, изображающие угловые скорости, всегда перпендикулярны к плоскости вращения и направлены так, что, если смотреть с конца вектора, вращение будет происходить против часовой стрелки.

Найдем теперь проекции угловых скоростей ω_E и ω_N на внешнюю и внутреннюю оси карданова подвеса.

Так как вектор ω_E совпадает по направлению с вектором $\omega_З$, то проекции ω_E на оси Ox и Oy гироскопа получаем в виде

$$\omega_E^x = \omega_E\cos\varphi\sin\gamma_и = \frac{W}{R}\sin^2\gamma_и; \qquad (7.13)$$

$$\omega_E^y = \omega_E\sin\varphi = \frac{W}{R}\operatorname{tg}\varphi\sin\gamma_и, \qquad (7.13а)$$

а проекции вектора ω_N на те же оси в виде

$$\omega_N^x = \omega_N\cos\gamma_и = \frac{W\cos\gamma_и}{R}\cos\gamma_и = \frac{W}{R}\cos^2\gamma_и; \qquad (7.14)$$

$$\omega_N^y = 0.$$

Суммы всех скоростей по внутренней и внешней осям карданова подвеса будут

$$\omega_x = \omega_З\cos\varphi\sin\gamma_и + \frac{W}{R}\sin^2\gamma_и + \frac{W}{R}\cos^2\gamma_и = \omega_З\cos\varphi\sin\gamma_и + \frac{W}{R}; \qquad (7.15)$$

$$\omega_y = \omega_З\sin\varphi + \frac{W}{R}\operatorname{tg}\varphi\sin\gamma_и. \qquad (7.16)$$

Таким образом, получены скорости поворота главной оси гироскопа вокруг внутренней и внешней осей карданова подвеса, когда гироскоп установлен на подвижном основании. Следовательно, свободный гироскоп, установленный на самолете и в начальный момент ориентированный по какому-либо направлению, не сохраняет его относительно географической системы координат. Скорость ухода гироскопа от первоначального положения значительна.

Например, если истинный курс $\gamma_и = 30°$ самолета в северном полушарии в районе географической широты $\varphi = 30°$ и путевая скорость $W = 800$ км/ч, а собственная ось вращения гироскопа в начальный момент совпадает с продольной осью самолета, то через час полета углы поворота гироскопа α вокруг внешней оси и β вокруг внутренней оси карданова подвеса в соответствии с уравнениями (7.15) и (7.16) будут

$$\alpha = \omega_y t = \left(\omega_З\sin\varphi + \frac{W}{R}\operatorname{tg}\varphi\sin\gamma_и\right)t = 15\cdot 0{,}5 + \frac{800\cdot 57{,}3}{6371}\,0{,}5774\cdot 0{,}5 = 7{,}54 \text{ град};$$

$$\beta = \omega_x t = \left(\omega_З\sin\gamma_и\cos\varphi + \frac{W}{R}\right)t = 15\cdot 0{,}5\cdot 0{,}866 + \frac{800\cdot 57{,}3}{6371} \doteq 14{,}1 \text{ град}.$$

6 1600

Как видно из примера, свободный гироскоп в качестве устройства, запоминающего направление на Земле, использовать длительное время невозможно.

Для того чтобы гироскоп мог сохранять положение оси собственного вращения относительно географической системы координат, необходимо выполнить условие

$$\omega_x = 0; \quad \omega_y = 0. \qquad (7.17)$$

Выполнение условия $\omega_x = 0$ означает, что собственная ось вращения гироскопа должна всегда лежать в горизонтальной плоскости. Условие $\omega_y = 0$ можно выполнить, если заставить гироскоп прецессировать вокруг внешней оси карданова подвеса со скоростью ω_y, но в противоположную сторону.

7.4. ГИРОСКОП С ТРЕМЯ СТЕПЕНЯМИ СВОБОДЫ КАК УКАЗАТЕЛЬ ОРТОДРОМИЧЕСКОГО КУРСА

Ортодромия — дуга большого круга, плоскость которого проходит через центр земного шара и две заданные точки на поверхности Земли.

Поскольку линия ортодромии — это кратчайшее расстояние между двумя точками на земной поверхности, полеты выгодно совершать по ортодромии. Однако ортодромия пересекает географические меридианы под неодинаковыми углами, поэтому для выдерживания ортодромического курса необходимо непрерывно измерять эти углы.

Рассмотрим возможность использования для этой цели гироскопа с тремя степенями свободы.

Пусть линия, соединяющая точки A и B на земной поверхности, — ортодромия (рис. 7.4). Точка A расположена на географической широте φ, а точка B — на широте $\varphi + d\varphi$.

Если считать, что расстояние между точками A и B мало, то углы, составленные линией ортодромии с меридианами, проходящими через точки A и B, будут γ и $\gamma + d\gamma$.

Рис. 7.4. К определению изменения курсового угла при полете по ортодромии

Рассмотрим сферический треугольник AP_NB. По теореме синусов для сферического треугольника можно записать

$$\frac{\sin(90° - \varphi)}{\sin[180° - (\gamma + d\gamma)]} = \frac{\sin[90° - (\varphi + d\varphi)]}{\sin\gamma} \qquad (7.18)$$

или

$$\frac{\cos\varphi}{\sin(\gamma + d\gamma)} = \frac{\cos(\varphi + d\varphi)}{\sin\gamma}. \qquad (7.19)$$

Преобразуем уравнение (7.19):

$$\cos\varphi\sin\gamma = (\cos\varphi\cos d\varphi - \sin\varphi\sin d\varphi)(\sin\gamma\cos d\gamma + \cos\gamma\sin d\gamma). \qquad (7.20)$$

Так как углы $d\varphi$ и $d\gamma$ малы, то будем иметь:

$$\cos d\varphi = 1; \ \cos d\gamma = 1; \ \sin d\varphi = d\varphi; \ \sin d\gamma = d\gamma; \ d\gamma d\varphi = 0. \qquad (7.21)$$

Тогда из уравнения (7.20) с учетом условий (7.21) получим

$$\left.\begin{aligned} &\cos\varphi\cos\gamma d\gamma - \sin\varphi d\varphi\sin\gamma = 0; \\ &d\gamma = \frac{\sin\varphi\sin\gamma}{\cos\varphi\cos\gamma} d\varphi = \operatorname{tg}\varphi\operatorname{tg}\gamma d\varphi. \end{aligned}\right\} \qquad (7.22)$$

Из треугольника ABC, который ввиду малости его размеров можно считать плоским, следует

$$R d\varphi = W dt \cos(\gamma + d\gamma), \qquad (7.23)$$

где W — путевая скорость полета самолета; dt — время полета.

Из уравнения (7.23) имеем:

$$d\varphi = \frac{W}{R} dt(\cos\gamma\cos d\gamma - \sin\gamma\sin d\gamma) = \frac{W}{R}\cos\gamma dt. \qquad (7.24)$$

Членом, содержащим произведение $\sin d\gamma dt$, можно пренебречь как величиной высшего порядка малости. Подставляя выражение (7.24) в уравнения (7.22), получим

$$\frac{d\gamma}{dt} = \frac{W}{R}\operatorname{tg}\varphi\sin\gamma. \qquad (7.25)$$

Полученный результат показывает, с какой скоростью изменяется угол γ, если самолет движется по ортодромии.

Сравним уравнение (7.25) со скоростью ухода гироскопа по внешней оси карданова подвеса ω_y (7.16). Из сравнения видно, что формулы (7.25) и (7.16) отличаются на величину $\omega_3 \sin\varphi$.

Таким образом, гироскоп с тремя степенями свободы с кинетическим моментом, расположенным в плоскости горизонта, установленный на самолет, может во время полета показывать ортодромический курс, если скорость его ухода, вызванная суточным вращением Земли $\omega_3 \sin\varphi$, будет скомпенсирована. Например, можно заставить гироскоп прецессировать по внешней оси карданова подвеса со скоростью $\omega_y = \omega_3 \sin\varphi$.

7.5. ГИРОПОЛУКОМПАС ТИПА ГПК-48 И ЕГО ЛЕТНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Гироскоп с тремя степенями свободы, установленный на самолете, можно использовать небольшое время как устройство, запоминающее заданное направление.

В связи с тем, что магнитный компас имеет большие погрешности при разворотах самолета, удобно совершать точные разво-

роты на заданные углы, пользуясь гироскопическим устройством. Таким устройством является гирополукомпас типа ГПК-48, представляющий собой гироскоп с тремя степенями свободы, главная ось которого при горизонтальном полете находится в плоскости горизонта, а внешняя ось карданова подвеса вертикальна.

Гирополукомпас не обладает свойством отыскивать какое-либо направление на земной поверхности, а используется как кратковременное устройство пространственной памяти.

Гирополукомпасы подобного типа были первыми гироскопическими курсовыми приборами на самолете. Эти приборы несовершенны, но поскольку их еще применяют на самолетах гражданской авиации, рассмотрим гирополукомпас типа ГПК-48 (рис. 7.5 и 7.6).

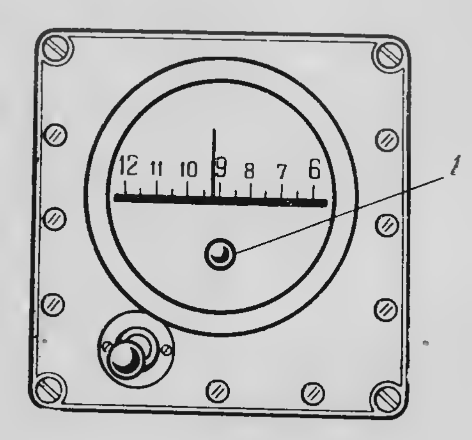


Рис. 7.5. Лицевая сторона гирополукомпаса ГПК-48:
1—бленкер

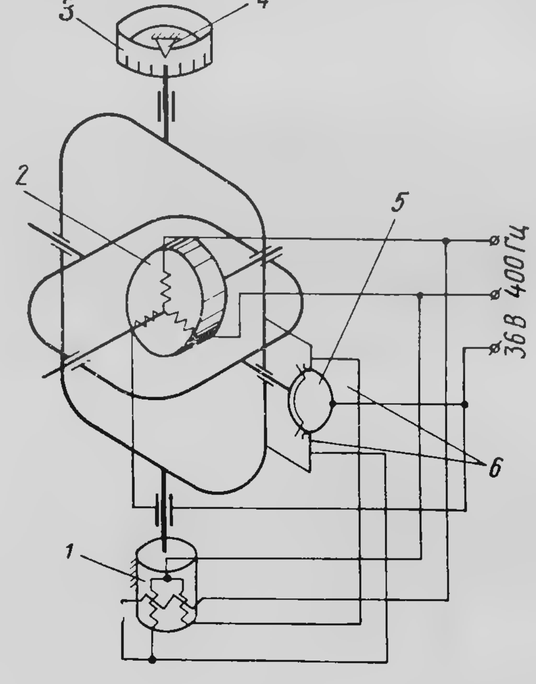


Рис. 7.6. Электрокинематическая схема ГПК-48:
1—коррекционный двигатель; *2*—гиромотор; *3*—шкала; *4*—индекс; *5*—контактное кольцо; *6*—щетки переключателя

На внешней оси карданова подвеса укреплена картушка *3*, отградуированная через 1° от 0 до 360°. Оцифровка шкалы произведена через 10°. Курс отсчитывается по картушке и неподвижному индексу *4*, связанному с корпусом прибора. При разворотах индекс вместе с самолетом перемещается относительно неподвижной картушки — пилоту представляется подвижной картушка.

В ГПК-48 ось собственного вращения гироскопа *2* находится в горизонтальной плоскости, когда совершается горизонтальный полет, так как система коррекции, в которую входит коррекционный двигатель *1* и переключающее устройство *5*, обеспечивает только перпендикулярность рам карданова подвеса.

Перпендикулярность рам осуществляется с точностью до 4°. Поворот главной оси гироскопа (например, за счет момента трения

по внешней оси карданова подвеса) вокруг внутренней оси более чем на 4° приводит к смещению контактов *6* относительно кольца переключателя *5*, в этом случае в одну из управляющих обмоток коррекционного двигателя поступит ток. Двигатель *1* разовьет момент, который будет приложен к внешней оси карданова подвеса. Направление коррекционного момента таково, что под его действием гироскоп, прецессируя, восстанавливает перпендикулярность рам карданова подвеса.

В ГПК-48 нет горизонтальной коррекции, компенсирующей собственный уход гироскопа, вызванный суточным вращением Земли. Однако на заводе-изготовителе его так балансируют, чтобы вокруг внутренней оси карданова подвеса создавался момент, под действием которого гироскоп прецессирует со скоростью $\omega_з \sin\varphi$, где φ — географическая широта завода-изготовителя.

Естественно, что таким способом можно устранить уход гироскопа из-за суточного вращения Земли только для одной географической широты (северного полушария), а для остальных возможных широт использования прибора уход уменьшается.

Гирополукомпас ГПК-48 имеет механическое арретирующее устройство, с помощью которого картушка вместе с гироскопом может быть установлена на любое деление, требуемое пилоту.

Перед полетом необходимо произвести внешний осмотр гирополукомпаса, обратив внимание на крепление его к приборной доске, и убедиться в целости стекла на приборе.

Включить питание за 5 мин до выруливания на старт, чтобы дать возможность ротору гироскопа набрать номинальные обороты.

Для полета в заданном направлении по ГПК-48 необходимо: нажатием ручки заарретировать гироскоп и, вращая ее, установить против индекса нужный курс по любому другому измерителю курса; затем разарретировать гироскоп, причем проконтролировать разарретирование по отсутствию красного бленкера *1* в окошечке на лицевой стороне прибора (см. рис. 7.5). В полете необходимо выдерживать направление по показанию ГПК-48.

Во время полета периодически, примерно через каждые 15 мин (для скоростей полета 200—300 км/ч), следует корректировать показания гирополукомпаса по другим измерителям курса.

Если ГПК-48 применяется для производства разворотов на углы 90, 180, 270 и 360° (что часто необходимо при построении посадочной коробочки), то целесообразно предварительно установить по шкале «нуль». В этом случае ось собственного вращения гироскопа совпадает в начальный момент с продольной осью самолета, вследствие этого карданова погрешность при указанных курсах, как будет показано в разд. 7.7, отсутствует, что позволяет совершать разворот более точно.

Арретирование прибора производится только после заруливания на стоянку, так как при рулении прибор в арретированном состоянии вследствие тряски испытывает действие гироскопических

моментов, воспринимаемых подшипниками прибора, которые быстрее изнашиваются.

Основные технические данные

Диапазон работы прибора, °C	+50÷—60
Собственный уход за 15 мин	не более 3°
Частота вращения, об/мин	22000
Питание	36 В, 400 Гц
Потребляемая мощность, Вт	12
Масса прибора, кг	2,8

7.6. ГИРОПОЛУКОМПАСЫ ТИПА ГПК-52 и ГПК-52АП

Более совершенными гироскопическими курсовыми приборами по сравнению с ГПК-48 являются гирополукомпасы типа ГПК-52 и ГПК-52АП.

Гирополукомпас ГПК-52АП отличается от ГПК-52 тем, что он имеет, кроме шкалы визуального съема показаний, возможность выдачи электрического сигнала курса, который может быть использован другими системами, например, автопилотом.

Гирополукомпас ГПК-52АП предназначен для длительного выдерживания заданного курса по ортодромии и совершения точных разворотов.

В отличие от ГПК-48 гирополукомпас ГПК-52АП автоматически выдерживает ортодромический курс, что достигается прецессией гироскопа по оси внешней рамы карданова подвеса (см. разд. 7. 4) со скоростью

$$\omega_y = \omega_З \sin \varphi,$$

где $\omega_З$ — скорость вращения Земли; φ — географическая широта пролетаемого места.

Таким образом осуществляется компенсация ухода гироскопа из-за суточного вращения Земли.

Комплект гирополукомпаса ГПК-52АП состоит из собственно гирополукомпаса ГПК-52АП, пульта управления 52ПУ и указателей, которых может быть несколько.

Рассмотрим принципиальную схему гирополукомпаса ГПК-52АП (рис. 7. 7).

Внешняя ось карданова подвеса гироскопа устанавливается на самолете вертикально. Главная ось гироскопа *3* удерживается в плоскости горизонта с помощью горизонтальной системы коррекции, куда входят: однокоординатный электролитический маятник *12* и датчик момента или коррекционный двигатель *1*. Контакт *13* нормально замкнут и размыкается при помощи выключателя коррекции. Подробно работа горизонтальной коррекции рассмотрена в разд. 3. 3 при описании авиагоризонтов. Отметим только то, что

при отклонении оси гироскопа от плоскости горизонта с электролитического маятника *12* снимается сигнал, который управляет моментом коррекционного двигателя *1*. Под действием этого момента ось гироскопа возвращается в плоскость горизонта. При разворотах самолета контакт *13* размыкается с помощью выключателя коррекции (см. разд. 4.4), так как электролитический маятник при действии ускорений работает с большими погрешностями.

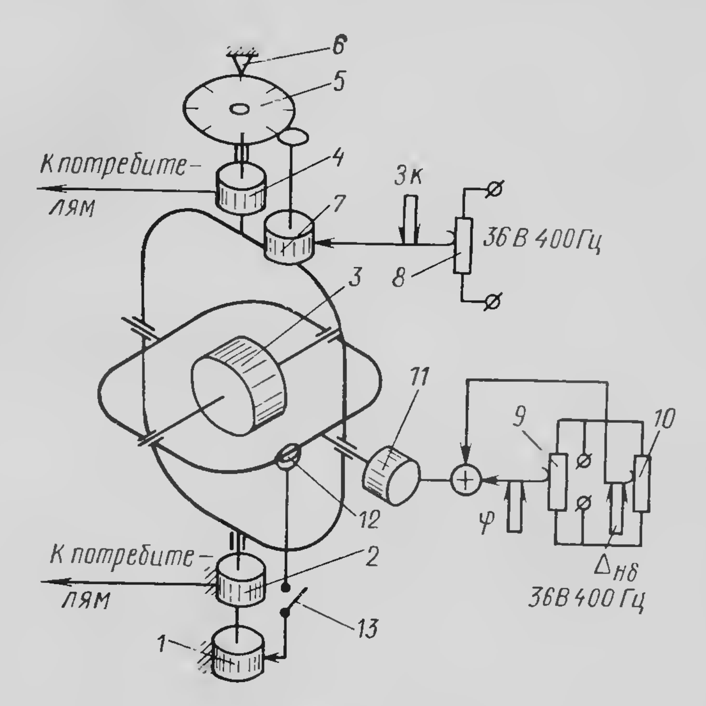


Рис. 7.7. Упрощенная электрокинематическая схема ГПК-52АП:

1, 11—коррекционные двигатели; *2*—потенциометр; *3*—гиромотор; *4*—сельсин; *5*—шкала; *6*—индекс; *7*—двигатель; *8*—потенциометр задатчика курса; *9*—широтный потенциометр; *10*—потенциометр небаланса; *12*—электролитический маятник; *13*—контакт выключателя коррекции

Азимутальная коррекция осуществляется с помощью системы, содержащей двигатель-корректор *11*, ротор которого жестко связан с внутренней осью карданова подвеса, а статор закреплен на внешней раме подвеса, и два потенциометра *9* и *10*. Потенциометр *9* называется широтным, с него снимается сигнал, пропорциональный величине $\omega_З \sin \varphi$.

Под действием этого сигнала гироскоп прецессирует по оси внешней рамы со скоростью.

$$\omega_y = \omega_З \sin \varphi.$$

В то же время на двигатель-корректор *11* поступает сигнал с потенциометра *10*, который называется поправочным. Он служит для формирования электрического сигнала, который, поступая на двигатель-корректор, заставляет гироскоп прецессировать со скоростью, равной скорости собственного ухода гироскопа по внешней оси, но противоположной по знаку. Поскольку собственный уход гироскопа — величина случайная, зависящая от многих факторов, удается скомпенсировать только постоянную составляющую этого ухода, которая, как правило, обусловлена остаточной несбалансированностью гироскопа. Поэтому иногда потенциометр *10* называют потенциометром небаланса.

Отсчет курса производится по индексу *6*, нанесенному на неподвижную часть прибора, и шкале *5*, связанной с внешней рамой карданова подвеса через редуктор и двигатель *7*. При разворотах самолета индекс перемещается относительно шкалы, пилот воспри-

нимает подвижной шкалу. Потребители получают курс от ГПК-52 с потенциометра *2* и сельсина *4*.

Двигатель *7*, управляемый потенциометром *8* задатчика курса, служит для установки шкалы на заданный курс, причем при работе двигателя поворачивается только шкала, а гироскоп неподвижен.

Потенциометры *8, 9, 10* расположены в пульте управления полукомпасом.

Поворотом рукоятки *1* задатчика курса вправо или влево шкала компаса приводится во вращение (рис. 7.8). Причем с увеличением угла отклонения рукоятки от нулевого положения возрастает угловая скорость шкалы, которая может быть порядка 25—180 град/мин.

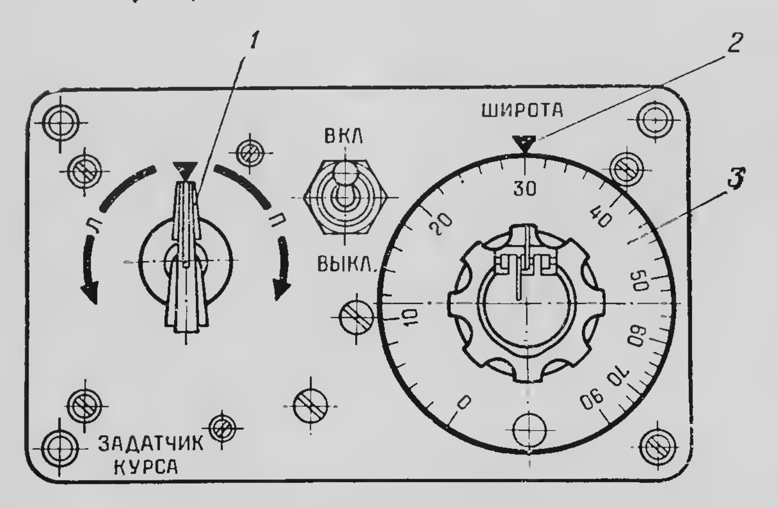


Рис. 7.8. Пульт управления ГПК-52ПУ:
1—рукоятка задатчика курса; *2*—индекс; *3*—шкала географической широты

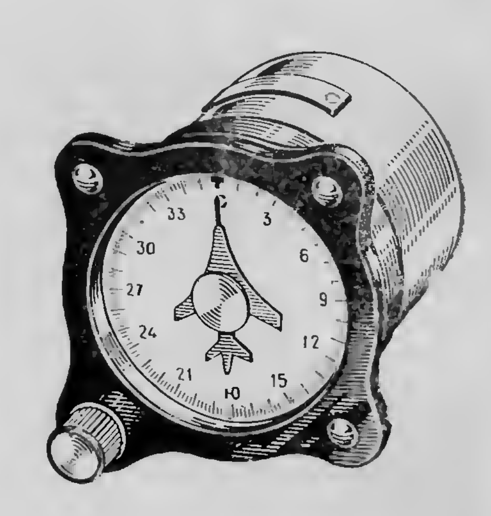


Рис. 7.9. Указатель (задатчик курса ЗК-2)

Установка широты осуществляется по индексу *2* и шкале *3*, проградуированной по закону синуса, в результате чего потенциометр применяется линейный.

Указатель, он же является и задатчиком курса, когда прибор работает в комплекте с автопилотом, связан с ГПК-52АП по схеме, изображенной на рис. 7.10. Внешний вид указателя (задатчика курса ЗК-2) показан на рис. 7.9.

Индицируемый курс передается в указатель с помощью сельсинной следящей системы, состоящей из сельсина-приемника *1*, ротор которого жестко связан с внешней осью карданова подвеса, сельсина-датчика *2*, усилителя *7*, двигателя *6* и редуктора *3*, находящихся в указателе. При разворотах самолета следящая система отрабатывает рассогласование между ротором и статором сельсина *1*, поворачивая силуэт самолета *5* относительно шкалы прибора.

При работе ГПК-52АП в комплекте с автопилотом с помощью кремальеры по шкале прибора и неподвижному индексу можно

задать необходимый курс. При этом разворачивается статор сельсина-датчика *2* относительно ротора. Следящая система, отрабатывая это рассогласование, разворачивает силуэт самолета относительно шкалы прибора и неподвижного индекса, одновременно посылая сигнал на разворот с потенциометра *4* в автопилот. С помощью автопилота самолет развернется на угол, заданный потенциометром *4*, а следящая система, реагируя на разворот самолета, вернет силуэт самолета *5* в положение, при котором он совпадет с неподвижным индексом и по шкале покажет курс полета. Такая индикация является удобной при выдерживании курса.

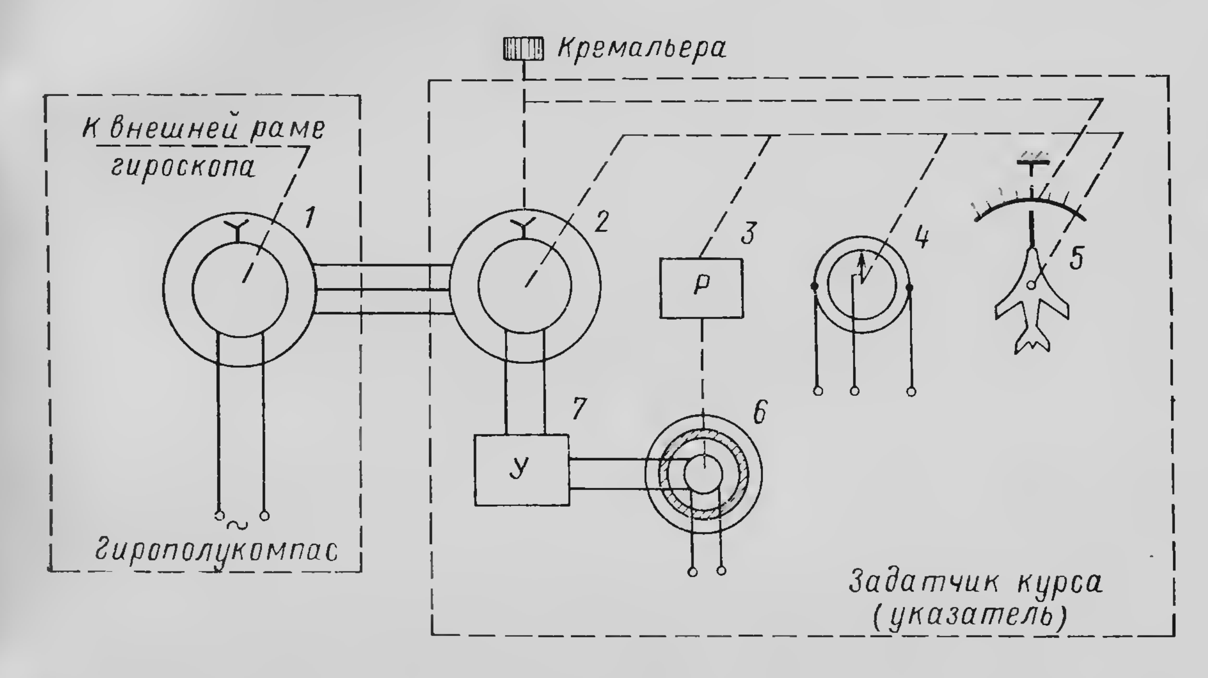


Рис. 7.10. Схема связи гирополукомпаса с указателем:
1, 2—сельсины; *3*—редуктор; *4*—потенциометр; *5*—силуэт самолета; *6*—двигатель; *7*—усилитель

Следует, однако, заметить, что при задании курса кремальерой в начальный момент силуэт самолета может разворачиваться в сторону, противоположную развороту самолета, а потом уже начнет двигаться в сторону разворота самолета. Это объясняется тем, что располагаемая скорость отработки следящей системы больше скорости разворота самолета по курсу.

7.7. ОШИБКИ ГИРОПОЛУКОМПАСА ГПК-52АП

При совершении самолетом разворотов со скоростью менее $0{,}1 \div 0{,}3$ град/с горизонтальная коррекция не отключается, а при действии ускорений маятник показывает кажущуюся вертикаль, что приводит к ошибке в выдерживании горизонтального положения оси собственного вращения гироскопа. Негоризонтальность оси собственного вращения гироскопа, в свою очередь, вызывает небольшую ошибку в азимуте. Если же самолет совершает

разворот со скоростью, большей той, при которой происходит отключение коррекции выключателем коррекции, то гироскоп не подвергается горизонтальной коррекции и за счет собственного ухода по внутренней оси карданова подвеса имеет ошибку в измерении курса. Эта ошибка носит название послевиражной.

Ошибка из-за остаточного собственного ухода ГПК-52АП в азимуте. Остаточным уходом эта ошибка называется потому, что считается, что основной собственный уход (постоянная составляющая ухода) должен быть скомпенсирован с помощью поправочного потенциометра *10* (см. рис. 7.7).

Причин, вызывающих уход гироскопа, много, основными из них являются остаточная несбалансированность, моменты трения по внутренней оси карданова подвеса, ускорения самолета, магнитные поля, тепловые нагрузки и т. д., которые приводят к уходу гироскопа в азимуте со скоростью до 2 град/ч, а поэтому гирокомпас должен периодически корректироваться по другим измерителям курса.

Ошибка из-за несоответствия фактической географической широты и установленной в приборе. Установить на приборе фактическую широту места трудно по следующим причинам: 1) текущая широта обычно точно не известна; 2) шкала широтного потенциометра довольно грубая (цена деления 2°).

Обычно в полете устанавливается некоторая средняя широта двух пунктов маршрута.

Оценим, какое боковое уклонение получит самолет, который выдерживает курс по ГПК, если φ_1 — истинная географическая широта, φ_2 — географическая широта, установленная на приборе. Возникающая по этой причине скорость ухода гироскопа $\Delta\omega$ может быть выражена следующим образом:

$$\Delta\omega=\omega_3(\sin\varphi_2-\sin\varphi_1). \qquad (7.26)$$

Выдерживая курс по ГПК, имеющему скорость собственного ухода, самолет отклоняется от линии заданного пути на некоторое расстояние, совершая полет по дуге окружности M_1M_2 (рис. 7.11).

Как видно из рисунка, угол отклонения самолета от линии заданного пути за время полета будет

$$\alpha=\Delta\omega t/2. \qquad (7.27)$$

Величину бокового уклонения Z можно получить, приняв дугу окружности линии фактического пути равной хорде:

$$Z=Wt\sin\frac{\Delta\omega}{2}t, \qquad (7.28)$$

где W — путевая скорость самолета.

Естественно предположить, что угол α небольшой, тогда из выражения (7.28) будем иметь

$$Z=\frac{W\Delta\omega t^2}{2} \text{ или } Z=\frac{Wt^2}{2}\omega_3(\sin\varphi_2-\sin\varphi_1). \qquad (7.29)$$

Так, для $t=1$ ч, $W=800$ км/ч, $\varphi_2=45°$, $\varphi_1=43°$, ω_3 — 15 град/ч боковое уклонение $Z=2{,}6$ км.

Пользуясь формулой (7.29) и зная пункты маршрута, на которых будет устанавливаться широта места, можно определить боковые уклонения самолета.

Карданова погрешность курсового гироскопа. Если бы самолет разворачивался в плоскости горизонта без крена (плоский разворот), то измерение курса происходило бы в той же плоскости.

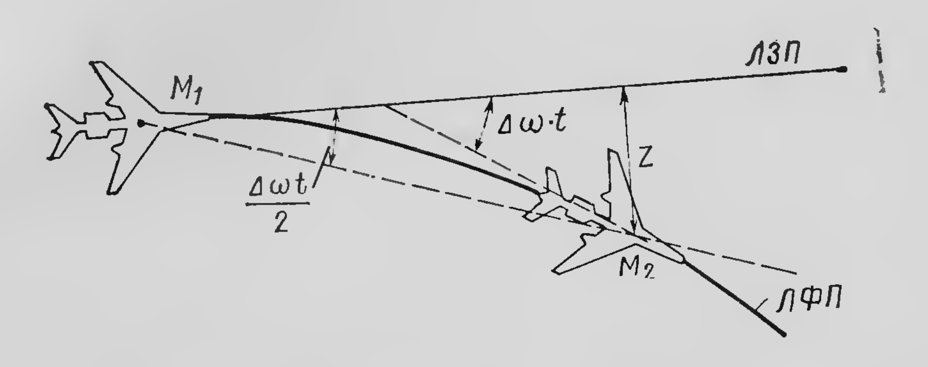


Рис. 7.11. Боковое уклонение самолета за счет ухода гироскопа

В реальных условиях измерение курса происходит не в горизонтальной плоскости, а в наклонной, так как ось внешней рамы гирополукомпаса вместе с самолетом имеет крен. Эта погрешность порождается кардановым подвесом гироскопа и имеет чисто геометрический характер.

Для уяснения существа кардановой погрешности обратимся к рис. 7.12, где $Oxyz$ — некоторая неподвижная прямоугольная система координат, у которой ось Oy вертикальна. Представим, что: 1) перед началом разворота система координат $Oxyz$, связанная с самолетом, и система $Ox'y'z'$, связанная с гироскопом, совпадают; 2) самолет при развороте получил крен γ. Это вызовет отклонение оси внешней рамы карданова подвеса y', жестко связанной с самолетом, через подшипники. При разворотах ось Oy' внешней рамы карданова подвеса непосредственно участвует в движении самолета и описывает вокруг вертикальной оси конус с углом при вершине, равным 2γ. Между тем главная ось гироскопа Oz' благодаря горизонтальной коррекции сохраняет свое положение в плоскости горизонта. Угол, составленный осями z и z'', характеризует истинный угол разворота самолета $\psi_и$. Шкала прибора, по которой фактически измеряется величина угла разворота, вследствие крена самолета при некоторых углах находится не в горизонтальной плоскости. Следовательно, отсчет угла разворота самолета по шкале дает искаженные значения.

Из рис. 7.12 видно, что угол разворота ψ самолета, определяемый по шкале, заключен между осями z_2 и z_1 и отличается от ис-

тинного угла разворота самолета на величину

$$\Delta\psi=\psi_{\text{и}}-\psi, \tag{7.30}$$

называемую кардановой погрешностью, которая может быть рассчитана следующим образом:

$$\Delta\psi=\arccos\frac{\sin^2\psi_{\text{и}}+\cos^2\psi_{\text{и}}\cos\gamma}{\sqrt{1-\cos^2\psi_{\text{и}}\sin^2\gamma}}. \tag{7.31}$$

По формуле (7.31) можно рассчитать карданову погрешность для определенного значения крена самолета на всех истинных углах разворота.

Из формулы (7.31) в то же время видно, что для $\psi_{\text{и}}=0$, 90, 180, 270° величина ошибки $\Delta\psi$ равна нулю (при условии первоначального расположения главной оси гироскопа параллельно продольной Ox или поперечной Oz осям самолета).

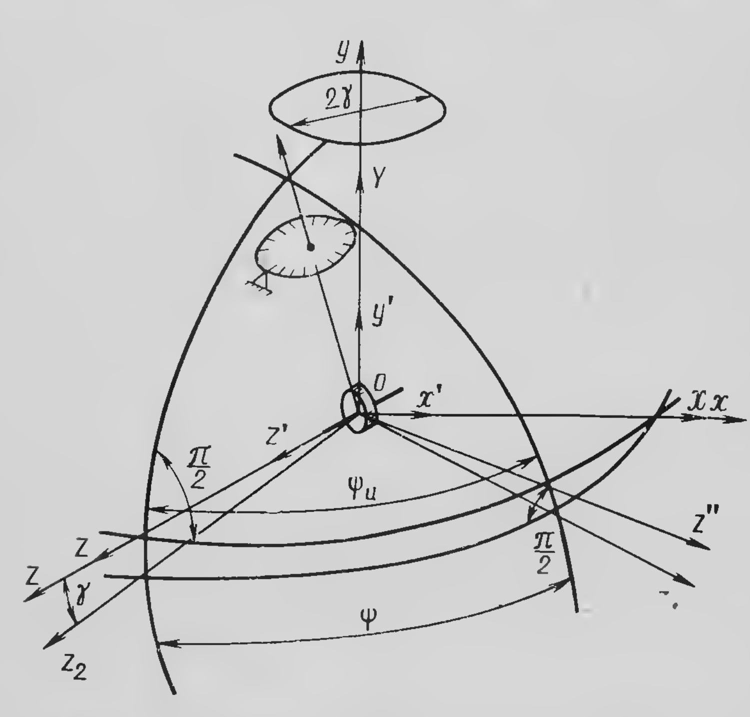


Рис. 7.12. К определению кардановой погрешности

Из уравнения (7.31) легко определить значение $\psi_{\text{и}}$, при котором $\Delta\psi$ становится максимальным. Для этого необходимо найти производную $d\Delta\psi/d\psi$ и приравнять ее нулю.

На рис. 7.13 приведены графики зависимости кардановых погрешностей от угла разворота самолета при различных углах поперечного крена. Из графиков видно, что погрешность носит периодический характер, и с увеличением угла крена самолета величина кардановой погрешности возрастает.

Карданова погрешность имеет место не только при углах крена, но и при углах тангажа. В связи с тем, что углы тангажа транспортных самолетов невелики, не более 15°, величина ошибки в этом случае не превышает 1,5°. Следует отметить, что после разворота, когда крен становится равным нулю, карданова погрешность исчезает.

Для компенсации кардановых ошибок от крена и тангажа необходимо курсовой гироскоп устанавливать на стабилизированную в плоскости горизонта площадку. В курсовых системах ограничиваются стабилизацией внешней оси карданова подвеса гироскопа только по углу крена.

7.8. ЛЕТНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ И ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ ГПК-52

Основные технические данные

Температурный диапазон работы, °С	+50÷−60
Частота вращения, об/мин	22000
Потребляемая мощность, Вт	35
Питание по переменному току	36 В 400 Гц
По постоянному току, В	+27
Послевиражная ошибка, град	не более 0,5
Собственный уход гироскопа за 1 ч, град	не более 2
Точность дистанционной передачи на указатели, град	2
Время прихода в рабочее состояние, мин	не более 20
Масса прибора, кг	10

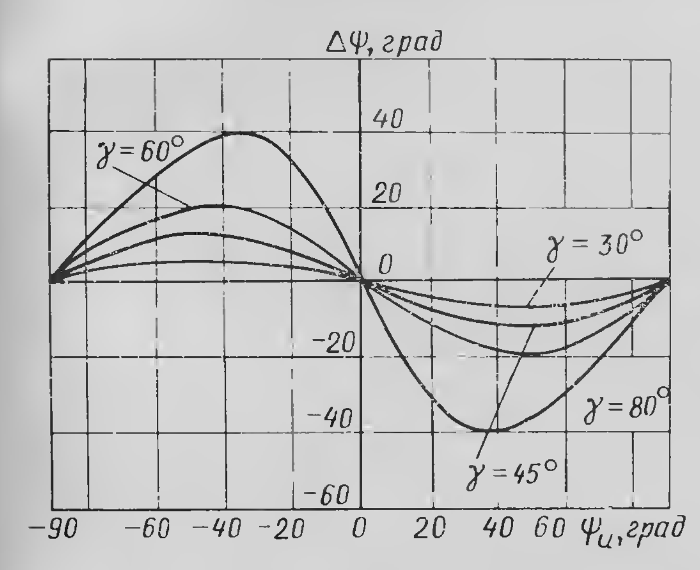


Рис. 7.13. Графики $\Delta\psi=f\ (\psi_{\text{и}},\ \gamma=\text{const})$

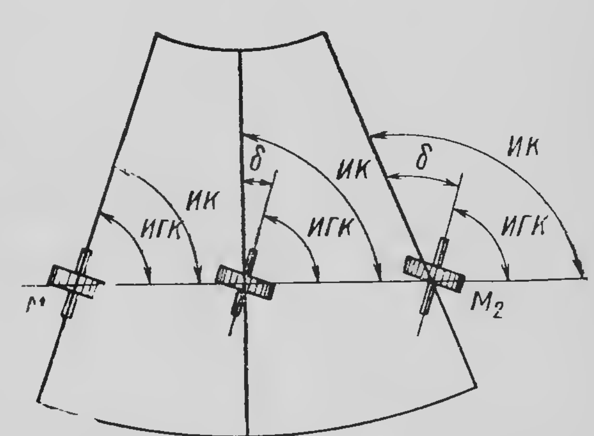


Рис. 7.14. К определению поправки на схождение меридианов

Сравнительно большое время прихода в рабочее состояние объясняется временем разгона гиромотора при включении прибора. Полные обороты ротор набирает примерно через 15—20 мин, через это же время в приборе устанавливается постоянный тепловой режим, влияющий на величину собственного ухода гироскопа. Поскольку азимутальная коррекция прибора осуществляется путем прецессии гироскопа за счет приложения момента по внутренней оси карданова подвеса, то для соответствия скорости прецессии расчетному значению необходимо, чтобы кинетический момент гироскопа был номинальным, т. е. соответствовал полным оборотам ротора 22000 об/мин.

Перед полетом необходимо внешним осмотром убедиться в целостности прибора и проверить функционирование задатчика курса.

Начальный курс можно устанавливать по путевому углу средней линии взлетно-посадочной полосы, который должен быть известен точно. Для этого устанавливают самолет возможно точнее по оси ВПП. Можно устанавливать начальный курс, пользуясь показаниями какого-либо другого компаса, например, магнитного.

При расчете маршрута полета определяют ориентиры, отстоящие друг от друга на расстоянии 30—60 мин полета (для скоростей 800—1000 км/ч); при пролете этих ориентиров производится контроль показаний гирополукомпаса, а в случае необходимости — их корректировка.

Для удобства такого контроля у каждого меридиана вблизи маршрута пишется величина поправки на схождение данного и опорного меридианов в целых градусах. При полетах на восток поправки имеют знак плюс, на запад — минус.

Поправка на схождение меридианов учитывается при определении истинного курса по гирополукомпасу.

Действительно, пусть самолет летит по ортодромии из точки M_1 в точку M_2 (рис. 7. 14).

В полете гирополукомпас сохраняет направление главной оси гироскопа только относительно ортодромии. Разность между истинным курсом (ИК) и гироскопическим истинным курсом (ИГК), который был установлен в исходной точке маршрута M_1, отличается на величину δ. Эта величина называется ошибкой гирополукомпаса в определении истинного курса за счет схождения географических меридианов, но не является следствием погрешности прибора, а обусловлена непараллельностью географических меридианов и перемещением самолета.

В полете также определяются ориентиры, при пролете которых производится установка географической широты места.

Выполнять развороты самолета с помощью ГПК можно с креном, не превышающим 45°.

При длительных полетах с одним курсом, а также при заходах на посадку можно устанавливать шкалу гирополукомпаса не на заданный курс, а на нуль. В этом случае экипаж освобождается от необходимости всматриваться в показания прибора и помнить заданный курс. Однако в этом случае при построении посадочной коробочки (разворот на углы 90, 180, 270°) кардановая ошибка не исчезает, как у ГПК-48, так как неизвестно расположение собственной оси гироскопа относительно продольной оси самолета.

Глава 8

АСТРОНОМИЧЕСКИЕ И РАДИОТЕХНИЧЕСКИЕ КОМПАСЫ

8.1. НЕОБХОДИМЫЕ СВЕДЕНИЯ ИЗ АСТРОНОМИИ

Небесные тела в своем движении обнаруживают исключительно строгую закономерность, и это обстоятельство является основанием для построения различных навигационных астрономических приборов.

Дадим некоторые определения и понятия, необходимые для рассмотрения принципов работы астрономических навигационных инструментов. При наблюдении звездного неба оно представляется наблюдателю в виде огромного сферического купола, медленно вращающегося вокруг некоторой неподвижной точки. Звезды кажутся расположенными на одинаковом расстоянии от Земли.

Для решения практических задач навигации звездное небо условно представляют в виде сферической поверхности — небесной сферы. Все небесные тела считаются расположенными на этой небесной сфере, центром ее является наблюдатель, радиус произвольным. Иногда с целью упрощения расчетов центр небесной сферы совмещают с центром Земли.

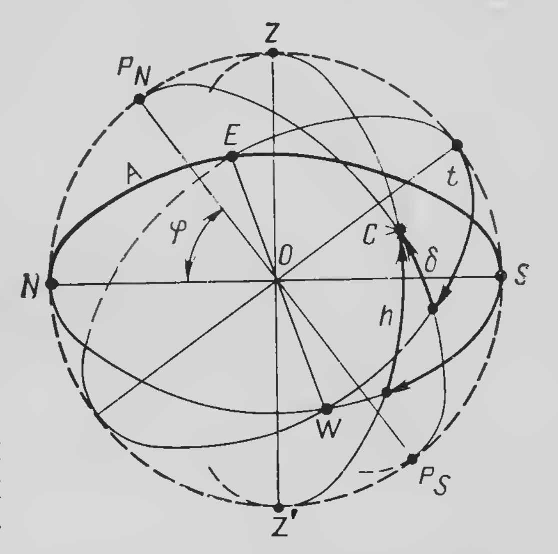


Рис. 8. 1. К определению координат светила

Для удобства определения на небесной сфере небесных тел на ней условно намечают ряд опорных линий и точек.

Осью мира называют линию, являющуюся продолжением оси вращения Земли. Ось мира, пересекаясь с небесной сферой, образует две точки — северный полюс мира P_N и южный полюс мира P_S (рис. 8. 1).

Плоскость большого круга небесной сферы, проходящая через центр небесной сферы и перпендикулярная оси мира, называется плоскостью небесного экватора, а линия пересечения плоскости небесного экватора с небесной сферой образует большой круг, на-

зываемый небесным экватором. Плоскость небесного экватора делит небесную сферу на северную и южную полусферы.

Продолжение направления силы тяжести в точке наблюдателя, находящегося на Земле, образует вертикальную линию, которая пересекаясь с небесной сферой отмечает на ней точку зенита Z и точку надира Z'. Зенит находится над головой наблюдателя, надир является антиподом зенита и лежит на противоположном конце вертикали.

Плоскость, проходящая через точку наблюдения перпендикулярно местной вертикали, называется плоскостью истинного горизонта. Большой круг небесной сферы, образующийся при пересечении плоскостью истинного горизонта небесной сферы, называется истинным горизонтом (NESW) (см. рис. 8. 1).

В отличие от видимого горизонта истинный горизонт не имеет конечного радиуса.

Плоскость, проходящая через центр небесной сферы, зенит, надир и полюсы мира, называется плоскостью небесного меридиана. Небесным меридианом называется большой круг, образующийся при пересечении плоскости небесного меридиана с небесной сферой. На небесном меридиане находятся надир, зенит и полюсы мира. Точки пересечения небесного меридиана с истинным горизонтом образуют точки севера N и юга S, а истинный горизонт, пересекаясь с экватором, образует точки запада W и востока E.

Как видно из рис. 8. 1, угол между направлением на северный полюс мира и плоскостью истинного горизонта равен географической широте места наблюдателя φ.

Для определения положения небесного тела (светила) на небесной сфере пользуются двумя системами координат: экваториальной и горизонтальной.

В горизонтальной системе координат положение светила определяется относительно истинного горизонта и небесного меридиана. В этой системе координаты светила C определяются его высотой h и азимутом A.

Высотой светила называется дуга большого круга, проходящего через зенит, светило и надир. Дуга заключена между истинным горизонтом и направлением на светило. Высота светила отсчитывается от 0 до 90°, при расположении светила над горизонтом высота определяется со знаком «плюс», под горизонтом — со знаком «минус». Светило с отрицательной высотой не видно наблюдателю.

Дополнение высоты светила до 90° называется зенитным расстоянием. Большой круг, проходящий через зенит, светило и надир, называется вертикалом светила, а плоскость, в которой лежит этот круг, — плоскостью вертикала светила.

Второй координатой, определяющей положение светила в горизонтальной системе координат, является азимут A.

Азимутом светила A называется угол, отсчитываемый в плоскости истинного горизонта по часовой стрелке между направлением на север (N) и плоскостью вертикала светила.

В экваториальной системе координат положение светила на небесной сфере определяется относительно небесного экватора и небесного меридиана. Относительно небесного экватора положение светила определяется его склонением δ.

Углом склонения δ называется угол между плоскостью небесного экватора и направлением на светило. Склонение измеряется от 0 до 90° и имеет в северной полусфере знак «плюс», в южной — «минус».

Положение светила относительно небесного меридиана определяется углом, отсчитываемым в плоскости небесного экватора по часовой стрелке от небесного меридиана до меридиана светила, т. е. до большого круга, проходящего через полюсы и светило. Этот угол называется часовым углом светила t. Если часовой угол отсчитывается к востоку, то он берется со знаком «плюс», если к западу — со знаком «минус». Часовой угол, отсчитываемый от гринвичского меридиана, т. е. небесного меридиана, плоскость которого совпадает с плоскостью гринвичского меридиана, называется гринвичским часовым углом $t_{\text{гр}}$. Часовой угол, отсчитываемый от местного меридиана, т. е. меридана, плоскость которого совпадает с плоскостью географического меридиана наблюдателя, называется местным часовым углом $t_{\text{м}}$.

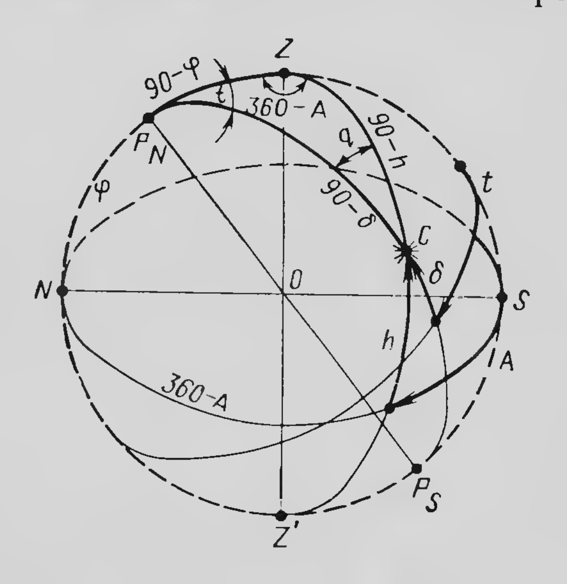


Рис. 8. 2. Параллактический треугольник светила

Положение меридиана наблюдателя определяется его географической долготой, следовательно, гринвичский и местный часовые углы связны соотношением

$$t_{\text{гр}} = t_{\text{м}} \pm \lambda_{\text{з}}^{\text{в}}, \qquad (8.1)$$

где $\lambda_{\text{з}}^{\text{в}}$ — географическая долгота места наблюдателя.

Многие прикладные астрономические задачи могут быть успешно решены с помощью параллактического треугольника светила, который позволяет установить определенные соотношения между географическими координатами места самолета, координатами светила в горизонтальной и экваториальной системах.

Параллактический треугольник светила $P_N ZC$ (рис. 8. 2) представляет собой сферический треугольник на небесной сфере, в вершинах которого находятся полюс мира P_N, зенит наблюдателя Z

и светило C. Сторонами треугольника являются дуги больших кругов $P_NZ = 90° - \varphi$ — дополнение широты до 90°; $P_NC = 90° - \delta$ полярное расстояние; $ZC = 90° - h$ — зенитное расстояние.

При вершинах лежат углы: $ZP_NC = t$ — часовой угол светила; $P_NZC = 360° - A$ — дополнение азимута до 360°; $ZCP_N = q$ — параллактический угол.

Для решения параллактического треугольника пользуются формулами сферической тригонометрии:

— формулой косинусов

$$\cos a = \cos b \cos c + \sin b \sin c \cos A^*; \qquad (8.2)$$

— формулой синусов

$$\frac{\sin A^*}{\sin a} = \frac{\sin B^*}{\sin b} = \frac{\sin C^*}{\sin c}; \qquad (8.3)$$

— формулой пяти элементов

$$\sin a \cos B^* = \cos b \sin c - \sin b \cos c \cos A^*. \qquad (8.4)$$

В этих формулах A^*, B^*, C^* — сферические углы, a, b, c — противоположные им стороны.

Так, например, полагая, что $a = 90° - h$; $b = 90° - \delta$; $c = 90° - \varphi$, $C^* = q$, $A^* = t$, $B^* = 360° - A$ на основании (8.2) будем иметь

$$\sin h = \sin \varphi \sin \delta + \cos \varphi \cos \delta \cos t \qquad (8.5)$$

или с учетом (8.1) можно записать

$$\sin h = \sin \varphi \sin \delta + \cos \varphi \cos \delta \cos (t_{\text{гр}} + \lambda). \qquad (8.6)$$

Из формулы (8.3) следует

$$-\sin A \cos h = \sin t \cos \delta \qquad (8.7)$$

и из формулы (8.4)

$$\cos h \cos A = \sin \delta \cos \varphi - \cos \delta \sin \varphi \cos t. \qquad (8.8)$$

Поделив (8.8) на (8.7), получаем

$$\operatorname{ctg} A = \sin \varphi \operatorname{ctg} t - \cos \varphi \operatorname{tg} \delta \operatorname{cosec} t, \qquad (8.9)$$

или с учетом (8.1) имеем

$$\operatorname{ctg} A = \sin \varphi \operatorname{ctg} (t_{\text{гр}} + \lambda) - \cos \varphi \operatorname{tg} \delta \operatorname{cosec} (t_{\text{гр}} + \lambda). \qquad (8.10)$$

По полученным формулам можно перейти от экваториальных координат к горизонтальным, а по формуле (8.10), зная широту и долготу места наблюдения и выбрав из авиационного астрономического ежегодника (ААЕ) гринвичский часовой угол $t_{\text{гр}}$ и склонение светила δ, можно вычислить азимут светила.

8.2. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ ВСЕШИРОТНОГО АСТРОНОМИЧЕСКОГО КОМПАСА ДАК-ДБ-5В

Астрокомпас предназначен для определения истинного или ортодромического курса и является астрокомпасом горизонтальной системы координат.

8.2.1. Определение истинного курса

Если во время движения самолета в каждый момент времени известен курсовой угол светила (КУ), т. е. угол между продольной осью самолета и направлением на светило, отсчитываемый в горизонтальной плоскости, и азимут светила, то согласно рис. 8.3 истинный курс самолета (ИК) определится из уравнения

$$\text{ИК} = \text{А} - \text{КУ}. \qquad (8.11)$$

Курсовой угол светила можно определить, осуществляя непрерывное автоматическое слежение за положением светила относительно самолета.

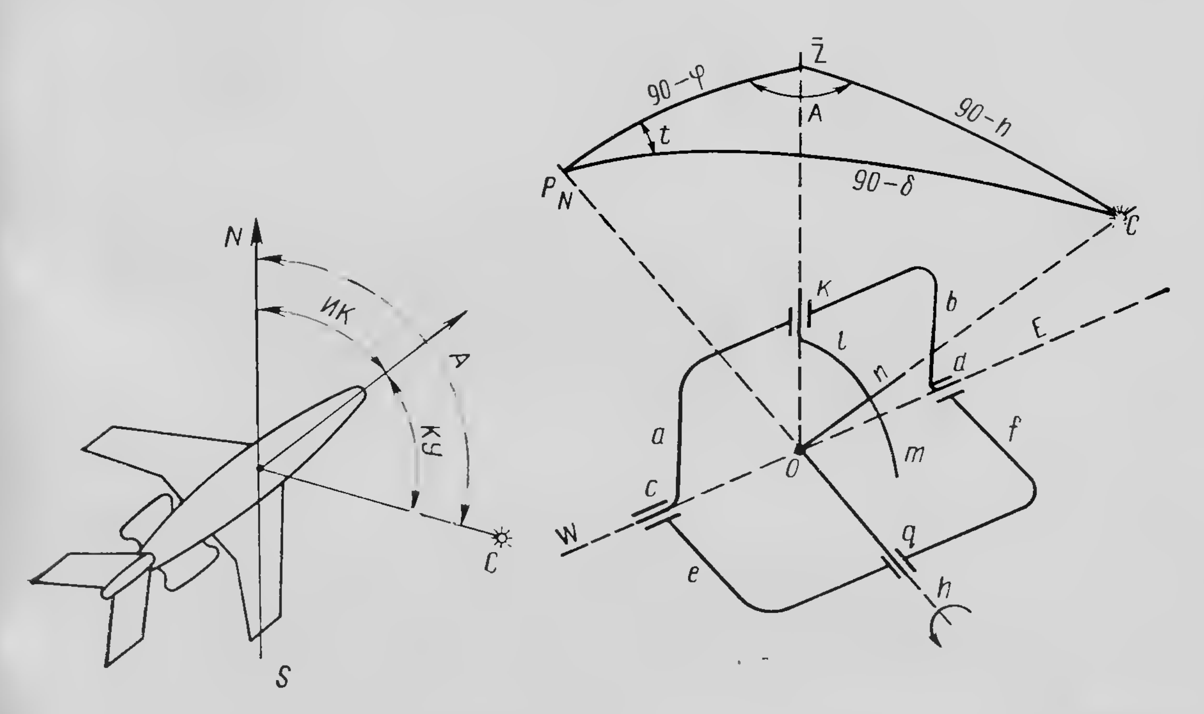


Рис. 8.3. К определению истинного курса астрокомпасом

Рис. 8.4. Кинематическая схема сферанта

Значение азимута однозначно определяется по формуле (8.10), из которой, если умножить правую и левую части на $\sin(t_{\text{гр}} + \lambda)$, следует

$$A = \operatorname{arctg} \frac{\sin (t_{\text{гр}} + \lambda)}{\sin \varphi \cos (t_{\text{гр}} + \lambda) - \cos \varphi \operatorname{tg} \delta}. \qquad (8.12)$$

Следовательно, азимут пеленгуемого светила определяется, если известны географические координаты места определения истинного курса (λ, φ) и координаты пеленгуемого светила в экваториальной системе координат: склонение δ и гринвичский часовой угол $t_{\text{гр}}$.

Азимут светила определяется по формуле (8.12) с помощью механического пространственного счетно-решающего устройства — сферанта, моделирующего параллактический треугольник. На рис.

8.4 представлена кинематическая схема сферанта. Основными частями сферанта являются:

— скоба широт ab, вращающаяся вокруг оси широт WOE в подшипниках cd, укрепленных на стойке ef;

— часовая ось hOP_N, вращающаяся в подшипнике q;

— дуга высот lm, вращающаяся вокруг оси Oz, называемой азимутальной, в подшипнике k скобы широт. Вращение дуги высот осуществляется с помощью пальца склонений On, конец которого может перемещаться по дуге высот, а основание связано с часовой осью так, что ее вращение передается дуге высот. При работе сферанта палец склонений устанавливается по отношению к часовой оси так, что он составляет с ее продолжением угол, равный дополнению к склонению светила до 90°, т. е. 90°—δ.

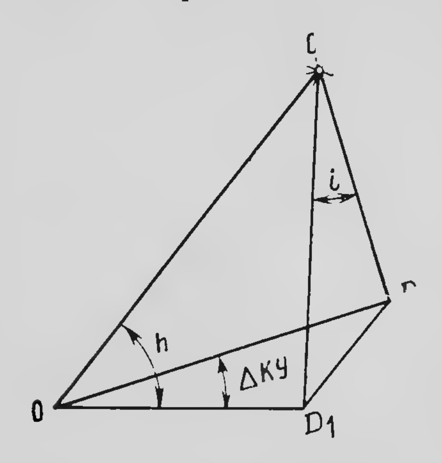


Рис. 8.5. К определению креновой поправки

Скоба широт, вращаясь вокруг оси WOE, устанавливается так, что азимутальная ось Oz составляет с продолжением часовой оси угол, равный 90°—φ, т. е. дополнение к широте φ до 90°. После этого вращением часовой оси устанавливается местный часовой угол. Другими словами, параллактический треугольник строится следующим образом: по известной широте φ определяется сторона P_Nz, сторона P_NC определяется по известному склонению δ, а угол между этими сторонами, равный местному часовому углу t, определяется по формуле (8.1) по известной географической долготе λ.

Построенная на сферанте модель параллактического треугольника согласуется с положением небесного параллактического треугольника установкой оси сферанта Oz в вертикальное положение и определением плоскости вертикала светила, что осуществляется пеленгацией светила. Изменение гринвичского часового угла светила производится автоматически от часового механизма.

Таким образом, при моделировании параллактического треугольника в сферанте на его азимутальной оси Oz вырабатывается азимут светила A, а на дуге высот — его высота h.

Пеленгаторная головка (датчик курсовых углов) устанавливается на самолете жестко, поэтому при кренах самолета измерение курсового угла происходит не от плоскости вертикала OCD, а от наклонной плоскости OCD_1 (рис. 8.5).

На рисунке угол i — наклон плоскости пеленгации из-за крена самолета, ΔКУ — ошибка в определении курсового угла, h — высота пеленгуемого светила, определяемая сферантом; из рисунка также следует

$$\frac{DD_1}{OD_1} = \sin \Delta\text{КУ}, \quad \frac{DD_1}{CD_1} = \sin i, \quad \frac{D_1C}{OD_1} = \operatorname{tg} h, \qquad (8.13)$$

откуда

$$\sin \Delta\text{КУ} \approx \Delta\text{КУ} = \sin i \operatorname{tg} h. \qquad (8.14)$$

Следует заметить, что неизвестную величину i можно измерить маятником, плоскость качания которого должна быть перпендикулярна плоскости пеленгации светила.

Таким образом, с учетом поправки на ошибку из-за крена уравнение астрокомпаса при определении истинного курса будет иметь вид

$$\text{ИК} = A - \text{КУ} + \Delta\text{КУ}. \qquad (8.15)$$

8.2.2. Определение ортодромического курса

Как было сказано выше, астрокомпас может измерять и ортодромический курс. Ортодромический курс астрокомпасом ДАК-ДБ-5В вырабатывается следующим образом. Представим, что самолет летит по ортодромии и исходным пунктом маршрута является точка M_0 (рис. 8.6). При этом также считаем, что вращение Земли скомпенсировано часовым механизмом сферанта, в котором ось Oh вращается со скоростью вращения Земли, следовательно, положение светила C относительно Земли не меняется.

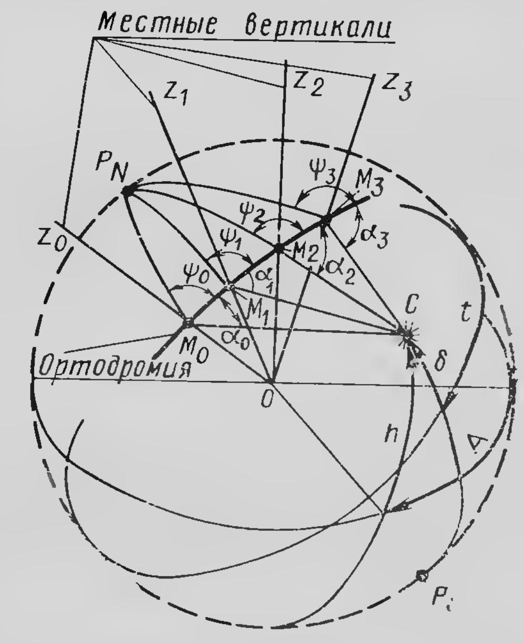


Рис. 8.6. К определению ортодромического курса астрокомпасом

Угол ψ_0, являющийся истинным курсом самолета, для точки M_0 должен выдерживаться во время полета постоянным, т. е. истинный курс исходного пункта маршрута при полете по ортодромии должен быть постоянным:

$$\text{ИК} = A - \text{КУ} + \Delta\text{КУ} = \text{const}. \quad (8.16)$$

А как видно из рисунка, для точек ортодромического маршрута M_1, M_2, M_3 истинные курсы ψ_1, ψ_2, ψ_3 не равны ψ_0, и в то же время курсовые углы α_1, α_2, α_3 для этих же точек не равны курсовому углу α_0 для исходного пункта маршрута M_0. Следовательно, для выполнения условия (8.16) необходимо: во-первых, обеспечить вычисление величины азимута A во все время полета для исходного пункта маршрута и, во-вторых, измерение курсового угла светила должно происходить тоже для точки исходного пункта маршрута. Другими словами, необходима компенсация движения самолета.

Сохранение азимута постоянным осуществляется введением географических координат исходного пункта маршрута φ_0 и λ_0 и экваториальных координат светила δ и t только в исходном пункте

маршрута и они не меняются во время полета по отрезку ортодромии.

Измерения курсового угла светила приводятся к исходному пункту маршрута путем наклона оси пеленгаторной головки, на углы, пропорциональные пройденному пути по ортодромии,

$$\eta_1 = \frac{M_0M_1}{R}; \quad \eta_2 = \frac{M_1M_2}{R}; \quad \eta_3 = \frac{M_2M_3}{R} \ldots, \qquad (8.17)$$

где M_0M_1, M_1M_2, $M_2M_3, \ldots$ — отрезки ортодромии; R — радиус Земли.

При этом ось пеленгаторной головки остается параллельной начальному направлению вертикали Oz_0 (рис. 8.7) в точке M_0. Тогда вычисление азимута и измерение курсового угла светила производится для исходного пункта ортодромического маршрута. Астрономический компас показывает курс не относительно данного меридиана, а относительно начального меридиана для точки M_0.

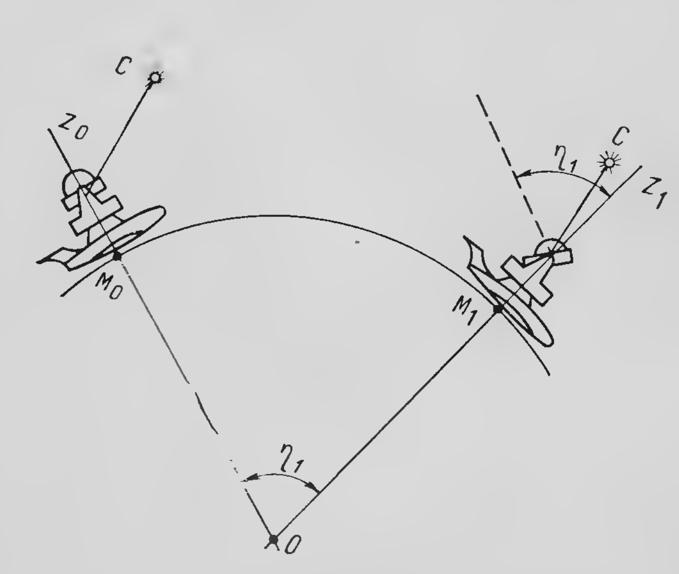


Рис. 8.7. К пояснению работы путевого корректора

Полет по ортодромическому маршруту по ДАК-ДБ-5В может осуществляться на расстояние до 1100 км, что соответствует наклону пеленгаторной головки до 10°. Для последующего участка ортодромии необходимо установить ось вращения пеленгаторной головки в вертикальное положение, ввести географические координаты нового исходного пункта маршрута и экваториальные координаты светила.

Пройденный путь вырабатывается в компасе путем дискретного интегрирования путевой скорости, вводимой в компас вручную.

8.2.3. Работа астрокомпаса в южном полушарии

Все сказанное выше относится к полетам самолетов в северном полушарии Земли. Определение истинного курса в южном полушарии осуществляется на сферанте путем вычисления азимута некоторого фиктивного светила, положение которого на небесной сфере определяется в экваториальной системе координат часовым углом действительного светила, но имеющего склонение противоположного знака.

Азимут светила при этом вычисляется применительно к фиктивному местоположению самолета, имеющего долготу действительного местоположения и северную широту, равную по величине действительной широте местоположения самолета в южном полушарии. Как видно из рис. 8.8, M — действительное местоположение самолета; M' — фиктивное местоположение самолета; C — действительное светило, имеющее часовой угол t и склонение δ; C' — фиктивное светило, имеющее часовой угол t и склонение δ. При этом угол CMP_N — азимут светила в точке M, угол $C'M'P_N$ — азимут фиктивного светила A' в фиктивной точке M'. Из рисунка следует, что

$$A' = 180° - A. \qquad (8.18)$$

Рис. 8.8. К работе астрокомпаса в южном полушарии Земли

При полете в южном полушарии переключателем «Север — Юг», имеющемся на пульте вычислителя, обмотки дифференциального сельсина переключаются таким образом, что напряжение на его статорной обмотке меняется по фазе на противоположное, что и вызывает изменение в определении истинного курса на 180°.

8.3. ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКАЯ СХЕМА ДАК-ДБ-5В

Функциональная схема астрокомпаса представлена на рис. 8.9, а соответствующая ей электромеханическая схема изображена на рис. 8.10. В компасе можно выделить следующие различные по назначению электромеханические системы.

8.3.1. Фотоэлектрическая система пеленгации светила и выработки его курсового угла

Основным элементом этой системы является пеленгаторная головка ПГ, ось вращения которой позволяет ей поворачиваться на 360°, а сама ось I—I в исходном пункте маршрута устанавливается параллельно вертикальной оси самолета. При определении ортодромического курса ось I—I пеленгаторной головки имеет возможность поворачиваться вокруг оси II—II от двигателя путевого корректора.

Пеленгаторная головка, или датчик курсовых углов, устанавливается вверху фюзеляжа самолета в месте с открытым обзором всей верхней полусферы. Желательно не иметь в этом месте затенения лучей Солнца частями самолета на различных курсах и при кренах самолета до $\pm 10°$.

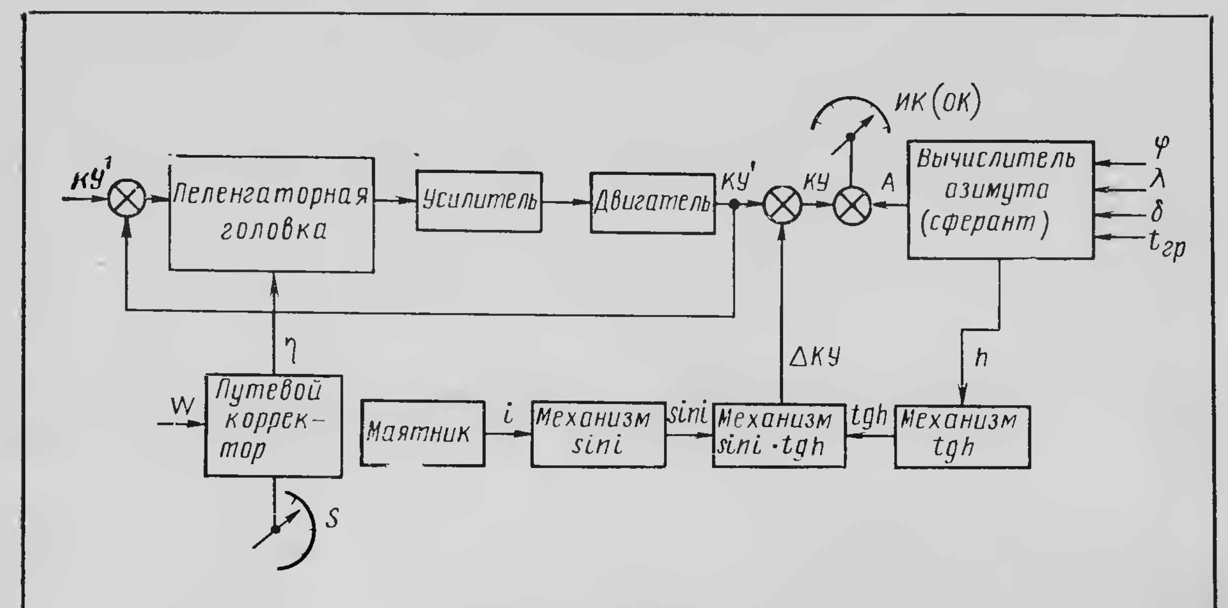


Рис. 8.9. Функциональная схема ДАК-ДБ-5В:

КУ′—курсовой угол светила, измеряемый в наклонной плоскости; КУ—курсовой угол светила с учетом креновой поправки; А—азимут; φ—географическая широта; λ—долгота места самолета; δ—склонение светила; $t_{гр}$—гринвичский часовой угол светила; *h*—высота светила; *i*—угол наклона плоскости пеленгации из-за крена самолета; *W*—путевая скорость; *S*—пройденное расстояние по ортодромии; η—угол наклона пеленгаторной головки; ИК—истинный курс; ОК—ортодромический курс

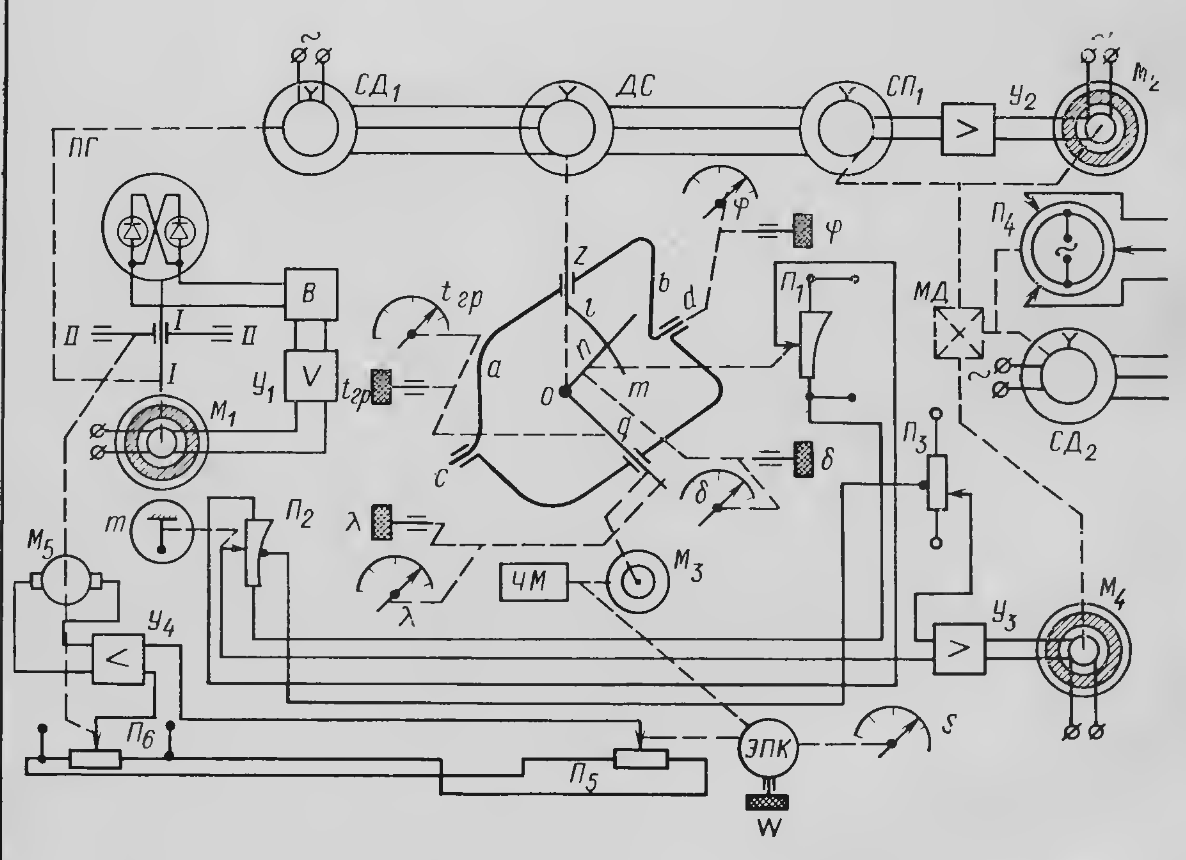


Рис. 8.10. Электромеханическая схема астрокомпаса ДАК-ДБ-5В

Чувствительным элементом пеленгаторной головки являются два сернистосеребряных фотоэлемента, включенных по дифференциальной схеме. Чувствительные слои фотоэлементов обращены наружу (рис. 8.11). Фотоэлементы прикрыты светорассеивающими конусами *1*, помещены в кольцевую оправу *2* и с боков прикрыты светонепроницаемыми заслонками *4*. На кольцевой оправе имеется коническое зеркало *3*. Таким образом, вокруг каждого фотоэлемента образуется кольцевая щель, что обеспечивает пеленгацию Солнца при любой его высоте. Когда пеленгаторная головка направлена на Солнце, т. е. заслонки расположены параллельно плоскости вертикала Солнца, то оба фотоэлемента освещаются одинаковым рассеянным светом и дают при этом слабые, примерно равные, противоположно направленные фототоки. Сигнал на входе усилителя $У_1$ равен нулю, а двигатель $М_1$ неподвижен. При отклонении пеленгаторной головки от направления на Солнце (поворот вокруг оси I—I) один из фотоэлементов будет освещен больше, чем другой. Появляется разностный фототок, который с помощью вибропреобразователя В преобразуется из постоянного в переменный, усиливается в усилителе $У_1$ и управляет двигателем $М_1$. Двигатель $М_1$ через редуктор вращает пеленгаторную головку и возвращает ее кратчайшим путем в плоскость вертикала Солнца; следовательно, пеленгаторная головка осуществляет слежение за положением Солнца относительно самолета, т. е. измеряет курсовые углы Солнца. Колебания фотоследящей системы демпфируются при помощи дифференцирующей цепочки RC.

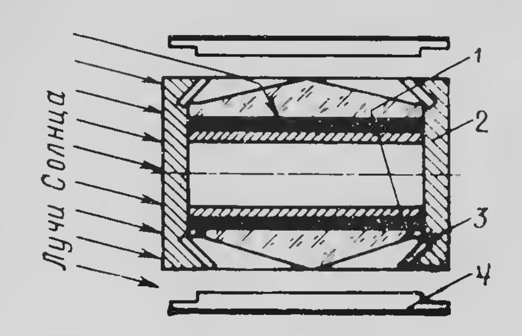


Рис. 8.11. Пеленгаторная головка астрокомпаса:

1—светорассеивающие конусы; *2*—оправа; *3*—коническое зеркало; *4*—заслонка

8.3.2. Система выработки курса самолета

Курсовой угол Солнца измеряется с помощью сельсина-датчика $СД_1$, ротор которого механически связан с осью пеленгаторной головки I—I. Статор сельсина-датчика $СД_1$ электрически связан с ротором дифференциального сельсина ДС, а его ротор механически связан с ротором дифференциального сельсина ДС, а его ротор механически связан с осью *Oz* сферанта. Как было показано выше, поворот оси *Oz* сферанта равен азимуту пеленгуемого светила, следовательно, на статорной обмотке дифференциального сельсина вырабатывается значение истинного курса самолета, как разность между азимутом и курсовым углом Солнца. Следует отметить, что полученный истинный курс содержит ошибку, вызываемую креном самолета. Статорная обмотка сельсина СД электрически соединена со статорными обмотками сельсина-при-

емника $СП_1$, с ротора которого снимается сигнал и усиленный в усилителе $У_2$ подается на двигатель M_2. Двигатель M_2 разворачивает ротор сельсина-приемника $СП_1$ в положение, при котором сигнал, снимаемый с него, равен нулю, и разворачивает первую полуось механического дифференциала на угол выработанного в системе неисправленного истинного курса.

Для работы сферанта при моделировании им параллактического треугольника с помощью рукояток, находящихся на лицевой панели вычислителя компаса, в него вводятся: географическая широта места φ поворотом скобы ab вокруг оси cd; географическая долгота λ и гринвичский часовой угол $t_{гр}$ — поворотом часовой оси Oq; склонение δ вводится поворотом пальца On склонений по дуге высот lm.

При работе компаса поворотом часовой оси моделируется вращение небесной сферы относительно оси мира, поэтому часовая ось поворачивается шаговым двигателем M_3 на угол 15′ на каждый импульс часового механизма (ЧМ), который следует от него через каждую минуту времени; часовой механизм — с автоматическим электрическим подзаводом.

8.3.3. Система выработки поправки ΔКУ

Поправка ΔКУ к измеренному пеленгаторной головкой курсовому углу КУ рассчитывается на потенциометрической счетно-решающей схеме, моделирующей уравнение (8.14). На функциональном потенциометре $П_1$ воспроизводится зависимость $\operatorname{tg} h$, движок его жестко связан с пальцем On сферанта. Нагрузкой потенциометра $П_1$ является функциональный потенциометр $П_2$ (воспроизводящий зависимость $\sin i$), движок которого поворачивается на угол i, замеряемый маятником m в плоскости, перпендикулярной плоскости пеленгации Солнца. Значит,

$$\Delta КУ = \operatorname{tg} h \sin i$$

отрабатывается двигателем M_4 с помощью потенциометра обратной связи $П_3$. Двигатель M_4 разворачивает вторую полуось механического дифференциала МД на угол ΔКУ, и на его выходной оси образуется угол поворота, равный либо истинному либо ортодромическому курсу самолета в зависимости от режима работы астрокомпаса.

Выходная ось дифференциала МД связана с потенциометром $П_4$ и сельсином-датчиком $СД_2$, являющимися датчиками курса для обслуживаемых компасом устройств (курсовая система, навигационный индикатор, автопилот).

8.3.4. Система выработки углов наклона пеленгаторной головки

Система состоит из потенциометра задатчика скорости $П_5$, потенциометра пройденного пути $П_6$ усилителя $У_4$ и двигателя постоянного тока M_5. Потенциометры $П_5$ и $П_6$ образуют электрический мост, в диагональ которого включен усилитель $У_4$, управляющий двигателем M_5. С помощью рукоятки W, находящейся на лицевой стороне прибора — путевого корректора, по шкале скоростей устанавливается значение текущей путевой скорости самолета. Установка путевой скорости осуществляется путем ограничения хода штыка электромагнита ЭПК (электромагнита путевого корректора) на величину, пропорциональную путевой скорости. Раз в минуту, по сигналу часового механизма, ЭПК перемещает щетку потенциометра $П_5$ пропорционально введенной путевой скорости, разбалансирует мост и двигатель M_5, перемещая движок потенциометра $П_6$, приводит систему к новому равновесному положению. Одновременно с этим двигатель поворачивает пеленгаторную головку вокруг оси II—II, осуществляя ее наклон в сторону и на величину пройденного пути. Раз в минуту ЭПК поворачивает и стрелку пройденного расстояния, которая по шкале пути S показывает пройденный путь самолета с момента включения путевого корректора.

8.4. ОШИБКИ АСТРОКОМПАСА ДАК-ДБ-5В

Астрономический компас представляет собой счетно-решающее устройство, которое предназначено для решения задач параллактического треугольника светила. Точность определения истинного курса самолета зависит в астрокомпасе от величины его инструментальных погрешностей, от точности, с какой в прибор вводятся исходные данные (координаты светила, географические координаты места самолета) и от точности учета ошибки от крена самолета.

Инструментальные погрешности астрокомпасов зависят от совершенства конструкции, точности применяемых электроэлементов, свойств материалов и др.

Учет координат светила — склонения и гринвичского часового угла, как правило, может быть сделан достаточно точно.

Наиболее существенными погрешностями астрокомпаса являются погрешности, обусловленные неточным знанием географических координат места, которое приводит к ошибке в измерении курса. Максимальная ошибка в определении истинного курса астрокомпасом может быть найдена по формуле

$$\Delta ИК = \operatorname{tg} h \Delta S_0, \qquad (8.19)$$

где h — высота светила; ΔS_0 — ошибка в определении места самолета.

Несмотря на то, что креновая ошибка в компасе ДАК-ДБ-5В компенсируется с помощью маятника, измеряющего крены самолета в плоскости, перпендикулярной плоскости пеленгации светила, сам маятник при виражах самолета, сопровождаемых креном, показывает не истинную вертикаль, а кажущуюся, что приводит к ошибке

в измерении крена и, как следствие этого, к ошибке в измерении курса. Эта ошибка может быть подсчитана по формуле

$$\Delta ИК = \operatorname{tg} h \cos(A - a)\, \Delta i, \qquad (8.20)$$

где A — азимут светила; a — направление оси кренов самолета; Δi — ошибка в измерении крена маятником.

8.5. ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ И ЛЕТНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ АСТРОКОМПАСА ДАК-ДБ-5В

В состав астрокомпаса входят: датчик курсовых углов (пеленгаторная головка), блок усилителей, вычислитель (сферант), путевой корректор и переходной блок Д-62.

Переходной блок Д-62 предназначен для связи астрокомпаса с курсовой системой и представляет собой отдельный прибор, в котором смонтирована сельсинная следящая система, для которой сельсином-датчиком является сельсин $СД_2$ (см. рис. 8.10), а выходным параметром — угол поворота роторов двух сельсинов, которые электрически связаны с курсовой системой или автопилотом.

Основные технические данные

Погрешность в определении истинного курса	±2°
Диапазон путевой скорости самолета, при котором может быть использован компас	200—1100 км/ч
Компас работает при видимом Солнце и при высоте его над горизонтом самолета	до 70°
Время готовности астрокомпаса к работе при температуре —60° С	не более 20 мин
Масса комплекта	18 кг
Питание:	
постоянным током	±27 В
переменным током	115 В
Потребляемая мощность:	
постоянного тока (при включенном обогреве)	325 Вт
переменного тока (при подключенном блоке Д-62)	150 ВА

8.5.1. Определение истинного курса днем

Для определения истинного курса необходимо включить питание прибора, нажать несколько раз имеющуюся на лицевой панели вычислителя кнопку «подзавод», обеспечивая работу часового механизма, и установить на вычислителе экваториальные координаты Солнца и географические координаты места самолета. Часовой угол $t_{гр}$, выбранный из астрономического ежегодника, установить в тот момент времени, которому он соответствует. С течением времени изменение часового угла будет компенсироваться часовым механизмом вычислителя.

На путевом корректоре стрелку пути и шкалу скорости необходимо установить на нуль.

Имеющийся на лицевой панели вычислителя выключатель ДКУ-СП должен находиться в положении ДКУ.

Определение истинного курса требует изменять географические координаты места самолета при его перемещении, однако на практике обычно устанавливают географические координаты некоторой средней точки маршрута, но при этом надо учитывать, что для обеспечения точности определения истинного курса ±2° отрезок пути, на котором не меняются географические координаты, не должен превышать 350 км.

8.5.2. Определение истинного курса ночью

В связи с тем, что ночью фотоследящая система не работает, определение истинного курса для данного места самолета возможно с помощью перископического секстанта СП-1.

Авиационный перископический секстант СП-1 представляет собой астрономический инструмент, который подвешивается к фюзеляжу самолета и дает возможность наблюдать светило из герметических кабин без специальных астрокуполов. С помощью перископического секстанта пеленгуется выбранное светило (Луна, Планета, Звезды) и измеренный при этом курсовой угол светила транслируется с помощью потенциометрической следящей системы в ДАК-ДБ-5В для определения истинного курса. На шкалах вычислителя устанавливаются координаты избранного для визирования светила и географические координаты самолета для текущего момента. Определенный с помощью секстанта истинный курс отсчитывается по указателю и соответствует истинному курсу самолета в момент пеленгования светила.

Переключатель ДКУ-СП на вычислителе должен стоять в положении СП при работе с секстантом.

Следует заметить, что пеленгация светил с помощью секстанта требует определенных навыков.

8.5.3. Определение курса при полете по ортодромии днем

Для определения ортодромического курса при включенном питании прибора необходимо обеспечить работу часового механизма, нажав несколько раз кнопку «подзавод». В исходном пункте маршрута на вычислителе должны быть установлены географические координаты самолета, экваториальные Солнца и значение путевой скорости на путевом корректоре.

Расчетная для компаса длина отрезка ортодромии составляет 1000—1100 км, поэтому при переходе на новый отрезок ортодромии необходимо: показания путевого корректора сбросить на нуль, определить по карте новое значение истинного путевого угла ортодромии, установить на вычислителе кородинаты нового исходного пункта маршрута ИПМ. В дальнейшем путевой корректор

ведет счисление пройденного расстояния от новой точки, координаты которой установлены на шкалах вычислителя.

8.5.4. Использование астрокомпаса для отыскания звезд и светил перископическим секстантом

Астрокомпас ДАК-ДБ-5В в условиях ночного полета значительно облегчает работу по отысканию перископическим секстантом выбранного светила. Порядок работы в этом случае следующий: включить питание прибора и нажать несколько раз кнопку «подзавод», установить на вычислителе переключатель ДКУ-СП в положение СП, установить на шкалах вычислителя координаты искомого светила и географические координаты самолета. Затем определить истинный курс самолета в данный момент полета по другим имеющимся на самолете приборам, и разворачивать перископический секстант по азимуту до тех пор, пока стрелка указателя курса астрокомпаса не укажет истинный курс, равный курсу, определенному по другим приборам. В этом положении ось визирования оптической системы секстанта будет близка к плоскости вертикала светила. Не изменяя положения секстанта по азимуту, изменять наводку по высоте. При этом отыскиваемое светило легко обнаруживается в поле зрения секстанта.

8.6. ПРИНЦИП РАБОТЫ РАДИОКОМПАСОВ

Радиокомпасы представляют собой радиотехнические устройства, с помощью которых возможно автоматическое определение направлений на работающие радиостанции, и как следствие этого, определение местоположения самолета.

Рис. 8.12. К определению местоположения самолета с помощью автоматического радиокомпаса

С помощью радиокомпаса определяется курсовой угол радиостанции (КУР), т. е. угол, отсчитываемый в горизонтальной плоскости по часовой стрелке от продольной оси самолета до направления на радиостанцию. В том случае, если значения КУР равны нулю или 180°, самолет совершает полет на радиостанцию A или от радиостанции $Г$ (рис. 8.12). Это используется для полетов на аэродром посадки и при полете от аэродрома взлета.

Для определения местоположения самолета измеряются курсовые углы двух радиостанций $Б$ и $В$, координаты которых известны, затем по известному истинному курсу самолета рассчитываются истинные пеленги радиостанций $ИПР_Б$ и $ИПР_В$ по формулам

$$ИПР_Б = ИК + КУР_Б; \quad ИПР_В = ИК + КУР_В. \qquad (8.21)$$

Зная истинные пеленги радиостанций, легко найти истинные пеленги самолета $ИПС_Б$ и $ИПС_В$:

$$ИПС_Б = 180° + ИПР_Б; \quad ИПС_В = 180° + ИПР_В. \qquad (8.22)$$

Проводя на карте из точек $Б$ и $В$ лучи под углами, соответствующими истинным пеленгам самолета, можно определить координаты точки O, которые указывают местоположение самолета в данный момент.

Принцип работы автоматического радиокомпаса основан на использовании направленных свойств рамочной антенны. Диаграмма направленности этой антенны в горизонтальной плоскости показана на рис. 8.13. Уравнение диаграммы направленности имеет вид

$$F(\theta) = \sin\theta, \qquad (8.23)$$

где θ — угол между направлением на радиостанцию и перпендикуляром к плоскости витков рамочной антенны.

Рис. 8.13. Диаграмма направленности рамочной антенны радиокомпаса в горизонтальной плоскости

В том случае если плоскость рамочной антенны перпендикулярна направлению на принимаемую радиостанцию, то э.д.с., наводимые в обоих вертикальных элементах антенны, одинаковы по фазе и амплитуде, так как электромагнитные волны достигают их одновременно. Поскольку токи в элементах антенны равны и противоположны по направлению, результирующее напряжение на входе приемника равно нулю, т. е. прием отсутствует. Во всех остальных случаях на выходе усилителя высокой частоты (УВЧ), с которым связана антенна, образуется сигнал вида

$$e = E_m \sin\theta \cos\omega t, \qquad (8.24)$$

где E_m — амплитуда сигнала; ω — несущая частота пеленгуемой радиостанции.

Этот сигнал подается на балансный модулятор (БМ), к которому подводится также напряжение низкой частоты $\Omega = 2\pi F$ от генератора низкой частоты (ГНЧ), рис. 8. 14.

В балансном модуляторе (БМ) осуществляется амплитудная модуляция с частотой Ω с одновременным подавлением несущей частоты ω. На выходе БМ появляется сигнал вида

$$e_1 = E_{1m} \sin\theta \cos\Omega t \cos\omega t. \qquad (8.25)$$

Одновременно с этим радиостанцию, которую принимает рамочная антенна, принимает также и открытая ненаправленная антенна, сигнал с которой, будучи усиленным в УВЧ имеет вид

$$e_0 = E_{0m} \cos \omega t. \qquad (8.26)$$

Так как антенна является ненаправленной в горизонтальной плоскости, то амплитуда ее сигналов не зависит от направления на радиостанцию.

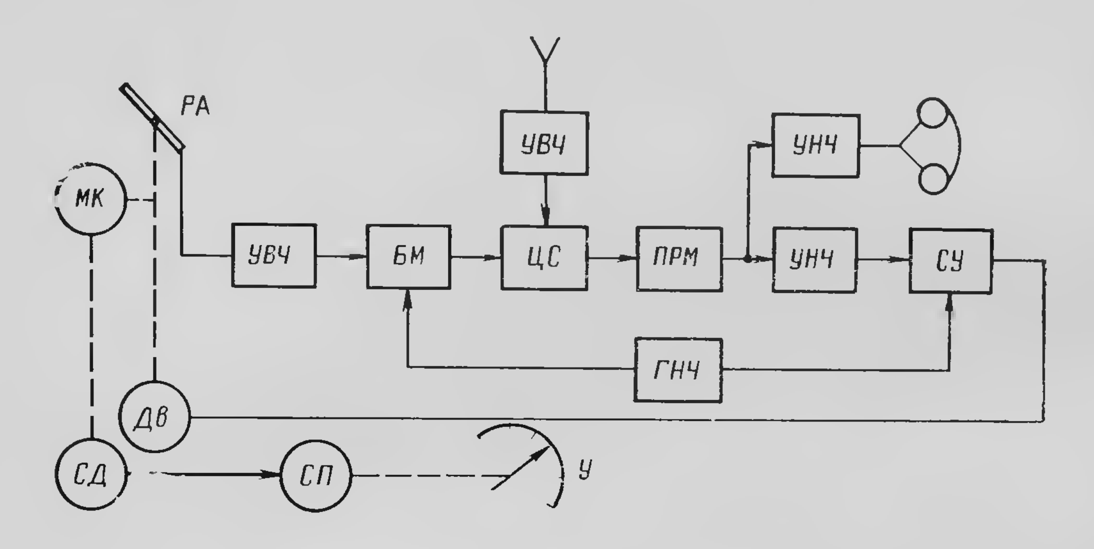


Рис. 8.14. Блок-схема радиокомпаса:
РА—рамочная антенна; МК—механический корректор; УВЧ—усилитель высокой частоты; ГНЧ—генератор низкой частоты; БМ—балансный модулятор; ЦС—цепь сложения; ПРМ—приемное устройство; СУ—схема управления; ДВ—двигатель; СД, СП—сельсин-датчик, сельсин-приемник; У—указатель курсовых углов; УНЧ—усилитель низкой частоты

В цепи сложения (ЦС) сигналы e_1 и e_0 складываются, в результате чего образуется суммарный сигнал:

$$e_c = e_0 + e_1 = E_{0m}\left[1 + \frac{E_{1m}}{E_{0m}} \sin\theta \cos\Omega t\right] \cos\omega t$$

или

$$e_c = E_{0m}\left[1 + m(\theta)\cos\Omega t\right]\cos\omega t, \qquad (8.27)$$

где

$$m(\theta) = \frac{E_{1m}}{E_{0m}} \sin\theta.$$

Как видно из последнего выражения, на выходе цепи сложения образуются амплитудно-модулированные колебания высокой частоты ω с переменным коэффициентом модуляции, зависящим от направления на принимаемую радиостанцию. Изменение коэффициента модуляции $m(\theta)$ определяется диаграммой направленности рамочной антенны. При углах $\theta = 0$ и $180°$ $m(\theta) = 0$. Знак коэффициента модуляции изменяется на противоположный при переходе через направления нулевого приема.

Сигнал с выхода ЦС поступает на приемное устройство (ПРМ), настроенное на несущую частоту пеленгуемой радиостанции. В приемнике производится усиление и детектирование этого сигнала. На выходе детектора выделяется напряжение низкой частоты Ω, амплитуда которого зависит от направления на пеленгуемую радиостанцию, а фаза изменяется на 180° при переходе через направления нулевого приема рамочной антенны $U = U_m \sin\theta$. Это напряжение после усиления в УНЧ компасного канала поступает на схему управления (СУ), где преобразуется в напряжение частоты 400 Гц, амплитуда которого зависит от угла θ так же, как и амплитуда входного напряжения, а фаза равна нулю при углах θ от 0 до 180° и 180° — при углах θ от 180 до 360°.

Управляющее напряжение частоты 400 Гц с выхода СУ поступает на двигатель, разворачивающий рамочную антенну относительно вертикальной оси. Направление вращения двигателя определяется фазой управляющего напряжения. Двигатель будет поворачивать рамочную антенну до тех пор, пока амплитуда управляющего напряжения не станет равна нулю. Это произойдет тогда, когда плоскость витков рамочной антенны будет перпендикулярна направлению на радиостанцию. Следящая система имеет одно состояние устойчивого равновесия, когда угол $\theta = 0°$, поэтому рамочная антенна будет направлена всегда одной и той же стороной на радиостанцию. Таким образом, осуществляется автоматическое слежение рамочной антенны за направлением на пеленгуемую радиостанцию. Угол поворота рамочной антенны по отношению к продольной оси самолета с помощью дистанционной сельсинной передачи передается на стрелочный указатель курсовых углов.

Кроме компасного канала, радиокомпас имеет телефонный канал, предназначенный для прослушивания пеленгуемых радиостанций.

Рамочная антенна радиокомпаса находится в непосредственной близости от металлического корпуса самолета. Корпус самолета (фюзеляж и плоскости) воспринимает электромагнитное поле радиостанции и создает вторичное поле излучения, которое воздействует на рамочную антенну и приводит к появлению ошибок пеленгования — радиодевиации.

Радиодевиация самолетных радиокомпасов имеет систематический характер и компенсируется с помощью механического корректора.

Кроме того, радиокомпасам присуща креновая погрешность, обуславливаемая отклонением от вертикали оси вращения рамочной антенны.

Следует отметить, что существуют радиокомпасы, у которых рамочная антенна является неподвижной. В этом случае курсовые углы определятся с помощью специальной гониометрической следящей системы. По такому принципу устроен автоматический радиокомпас типа АРК-15.

Компас типа АРК-15 предназначен для измерения курсовых углов приводных радиомаяков и широковещательных радиостанций при полетах по маршруту и предпосадочном маневрировании.

Радиокомпас обеспечивает беспоисковую дискретную настройку на частоты радиостанций в диапазоне 150—1799,5 кГц и определяет курсовые углы с точностью 2°. Креновая погрешность в определении курсовых углов при крене 15° составляет 1°. Поляризационные погрешности, которые возникают из-за отклонения плоскости поляризации принимаемых радиоволн, вследствие изменения высоты и плотности ионизированных слоев ионосферы проявляются в основном только перед восходом и заходом солнца и ограничивают дальность работы компаса в этот период до 150 км.

Глава 9

КУРСОВЫЕ СИСТЕМЫ

9.1. ОБЩИЕ ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ КУРСОВЫХ СИСТЕМ

В предыдущих главах были рассмотрены магнитные, гироскопические, астрономические и радиотехнические компасы, применяемые на самолетах и вертолетах.

Наиболее распространенные и применяемые с момента зарождения авиации магнитные компасы отличаются простотой конструкции и автономностью. Однако области применения магнитных компасов ограничены: например, в полярных районах, особенно вблизи магнитных полюсов, а также в районах магнитных аномалий Земли пользование магнитными компасами практически невозможно. Кроме того, магнитный компас имеет методические и инструментальные погрешности, которые значительны при совершении самолетом эволюций и при полетах в неспокойной атмосфере.

Вместе с тем магнитный компас обладает и чрезвычайно важным достоинством — способностью определять направление магнитного меридиана.

Гирополукомпасы, работающие устойчиво во всех районах Земли, имеют также существенный недостаток. Они не отыскивают определенное направление на Земле, а только запоминают его. Причем для осуществления этой функции необходима периодическая коррекция, поскольку гирополукомпасам присущ собственный уход от заданного положения.

Солнечные астрокомпасы могут применяться в дневное время в полярных районах и на средних широтах. В экваториальных районах они не используются, особенно когда Солнце близко к зениту. Работа астрокомпаса ограничена также и условиями погоды (облака, туман и т. д.). В то же время астрокомпасы имеют достаточно высокую точность определения курса полета самолета.

Радиокомпасы позволяют определять направление полета самолета относительно работающих наземных радиостанций, расположенных на сравнительно небольших расстояниях от самолета. Их использование зависит от наличия таких радиостанций по маршруту полета. Работа радиосистем может быть нарушена естественными или искусственными радиопомехами.

Таким образом, ни один из указанных способов не может обеспечить измерение курса во всех районах Земли, в любое время су-

ток, при различной погоде, а также при воздействии естественных и искусственных радиопомех.

Каждый из методов измерения курса имеет свои достоинства и недостатки. В одних и тех же условиях полета недостатки одного метода в какой-то мере могут быть скомпенсированы достоинствами другого.

В связи с этим на самолетах стали применять одновременно несколько измерителей курса, основанных на различных методах. Однако раздельное пользование несколькими компасами, с одной стороны, затрудняет работу экипажа, а, с другой стороны, не позволяет в полной мере осуществлять взаимную компенсацию погрешностей и исключает возможность улучшения динамических свойств приборов.

В середине 30-х гг. на самолетах появилась первая в мире курсовая система: гиромагнитный компас, разработанный советскими инженерами М. М. Качкачьяном, Д. А. Браславским и М. Г. Элькиндом.

Комплексирование магнитного компаса и гирополукомпаса позволило использовать магнитный компас для устранения ухода гироскопа в азимуте, а устойчивость гироскопа — для уменьшения динамических погрешностей магнитного компаса.

В дальнейшем в курсовых системах стали использоваться еще астрокомпасы и радиокомпасы.

Применение курсовых систем показало, что они имеют ряд преимуществ по сравнению с раздельным использованием компасов:

1. Автоматизируется процесс коррекции погрешностей компасов. Уровень погрешностей снижается до минимального значения.
2. Улучшаются динамические свойства курсовой системы.
3. Облегчается отсчет показаний, поскольку вся выходная информация курсовой системы подается на один индикатор.

Кроме того, курсовые системы приобретают повышенную помехозащищенность и надежность в измерении курса, а также независимость от внешних условий и районов применения.

Однако следует отметить, что современные курсовые системы не являются автоматическими, поскольку режим их работы, который в данных условиях предпочтителен, выбирает экипаж самолета.

9.2. СПОСОБЫ КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ ИЗМЕРИТЕЛЕЙ КУРСА В КУРСОВЫХ СИСТЕМАХ

Курсовая система (рис. 9.1) состоит из ряда датчиков (магнитного, гироскопического, астрономического и радиотехнического), измеряющих соответственно курсы $\psi_м$, $\psi_г$, $\psi_а$, $\psi_р$. Каждый из датчиков в зависимости от условий полета включается поочередно переключателем П на общий индикатор курса И. При этом соблюдается принцип: включается тот датчик, который в данных условиях имеет наименьшие погрешности.

Особенности этой схемы курсовой системы — отсутствие взаимосвязи между датчиками и передача погрешности каждого из них целиком на индикатор.

Раздельное использование датчиков не позволяет извлечь из такой системы никаких преимуществ, кроме экономии на индикаторах. Схема курсовой системы, в которой осуществляется взаимная связь датчиков курса корректирующими звеньями, более совершенна. По такой схеме построены курсовые системы ГИК-1, ТКС-П, КС-6 и др.

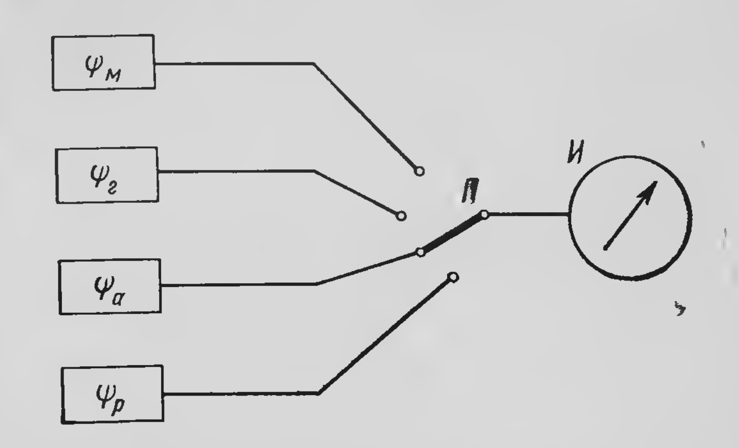


Рис. 9.1. Простейшая схема курсовой системы

Рассмотрим принцип работы схемы на следующем примере.

Пусть на самолете установлен магнитный компас М (рис. 9.2), который на схеме показан в виде магнитной стрелки, и курсовой гироскоп Г. С магнитной стрелкой жестко связаны щетки потенциометра $П_1$, сам потенциометр связан с самолетом. Внешняя ось карданова подвеса гироскопа жестко соединена с потенциометром $П_2$, щетки которого могут поворачиваться двигателем Д через редуктор Р. Двигатель управляется

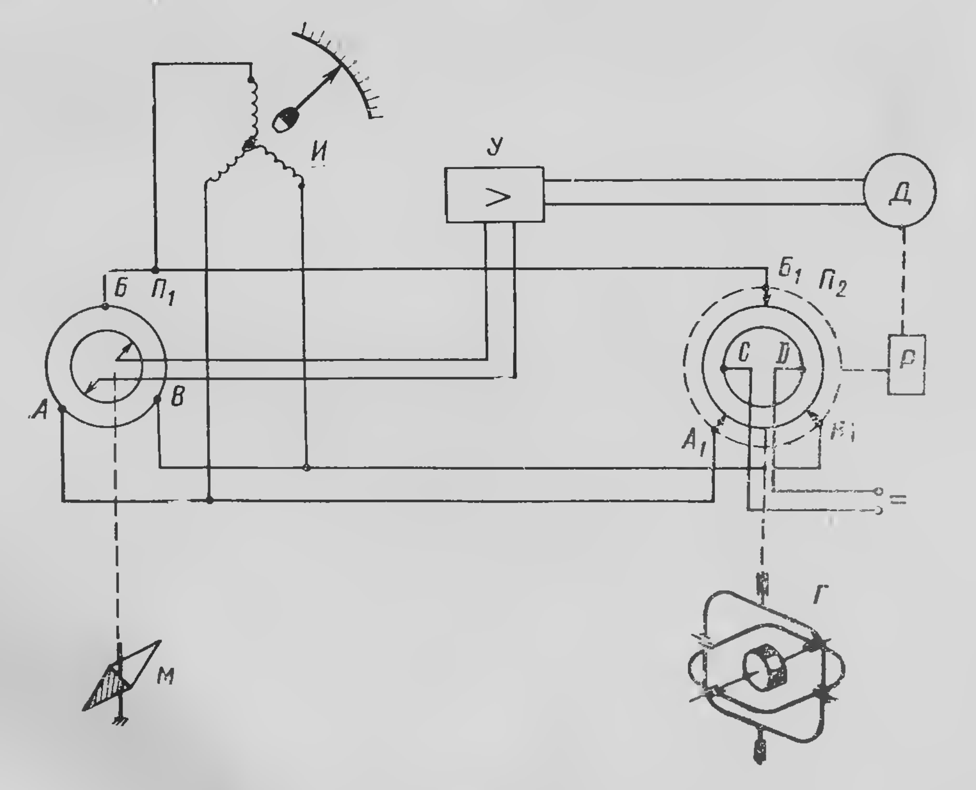


Рис. 9.2. К пояснению принципа работы курсовой системы

усилителем У, сигнал на вход которого поступает со щеток потенциометра $П_1$. Потенциометры $П_1$ и $П_2$ связаны между собой тремя проводами. Параллельно потенциометрам подключен трехкатушечный логометрический указатель И.

Очевидно, эту схему можно рассматривать как следящую систему, у которой входными величинами будут магнитный и гироскопический курсы, а выходной величиной $\psi_{гм}$ — показание индикатора.

Предположим, что в некоторый момент система находится в таком положении, когда электрические потенциалы точек *А, Б, В* потенциометра $П_1$ равны потенциалам точек $А_1$, $Б_1$, $В_1$ потенциометра $П_2$. В этом случае напряжение на входе усилителя равно нулю и двигатель не работает. Стрелка индикатора благодаря постоянным потенциалам на концах логометрических катушек установилась на определенном делении шкалы.

Допустим, что самолет развернулся по курсу на некоторый угол ψ. Если считать магнитный датчик и курсовой гироскоп идеальными приборами — измерителями курса, то щетки потенциометров $П_1$ и $П_2$ повернутся относительно самолета на тот же угол. Это не нарушит сбалансированного состояния потенциометров $П_1П_2$ и двигатель Д останется в покое. В то же время потенциалы точек $А_1$, $Б_1$, $В_1$ изменятся, поскольку нарушилось пространственное положение щеток потенциометра $П_2$ относительно точек подвода питания *С, Д*.

Вследствие этого изменятся потенциалы точек *А, Б, В* потенциометра $П_1$ и, главное, потенциалы на концах катушек логометра, что приведет к повороту стрелки индикатора на угол ψ.

Рассмотрим теперь случай, когда из-за особенностей конструкции магнитного компаса в полете могут возникнуть колебания магнитной стрелки, например, за счет вибраций самолета.

Потенциалы точек *А, Б, В* постоянны; они могут измениться только в зависимости от потенциалов $А_1$, $Б_1$, $В_1$ потенциометра $П_2$. Со щеток же потенциометра $П_1$ снимается некоторое напряжение, так как они изменили пространственное положение относительно точек *А, Б, В*. Напряжение, снимаемое со щеток $П_1$, усиленное в усилителе, заставит двигатель через редуктор повернуть щетки $А_1$, $Б_1$, $В_1$ потенциометра $П_2$ в положение, при котором потенциометры опять окажутся согласованными. Естественно, что новое сбалансированное положение потенциометров приведет к изменению потенциалов в катушках логометра и повороту стрелки указателя. Такой процесс произошел бы, если располагаемая скорость отработки следящей системы, в которую входят потенциометр $П_1$, усилитель, двигатель, редуктор, потенциометр $П_2$, была бы равна скорости колебания магнитной стрелки. В этом случае стрелка указателя повторяет колебания магнитной стрелки. Когда скорость отработки следящей системы меньше, чем скорость колебания магнитной стрелки, что достигается в основном выбором передаточного числа редуктора, то следящая система не успевает отрабатывать колебания магнитной стрелки на указателе и стрелка оказывается неподвижной.

Таким образом, с помощью указанной схемы можно отфильтровывать, сглаживать высокочастотные колебания магнитного датчика. В этом проявляется положительное влияние гироскопического датчика на магнитный при их совместной работе.

С другой стороны, курсовой гироскоп, как известно, имеет собственный уход в азимуте с небольшой скоростью. В результате этого ухода изменяются потенциалы точек $А_1$, $Б_1$, $В_1$ потенциометра $П_2$, так как нарушается взаимное положение точек *С, Д* и $А_1$, $Б_1$, $В_1$. Показания индикатора должны бы также измениться. Однако это не произойдет, так как при изменении потенциалов точек $А_1$, $Б_1$, $В_1$ изменятся потенциалы точек *А, Б, С*. На усилитель поступит сигнал, который заставит двигатель повернуть щетки потенциометра $П_2$ в положение, при котором потенциалы точек *А, Б, В* и $А_1$, $Б_1$, $С_1$ будут прежними. Все сказанное справедливо, если скорость отработки следящей системы будет не меньше скорости ухода гироскопа. Следовательно, в схеме собственный уход гироскопа компенсируется и не влияет на показания индикатора. В этом проявляется положительное влияние магнитного датчика курса на гироскопический.

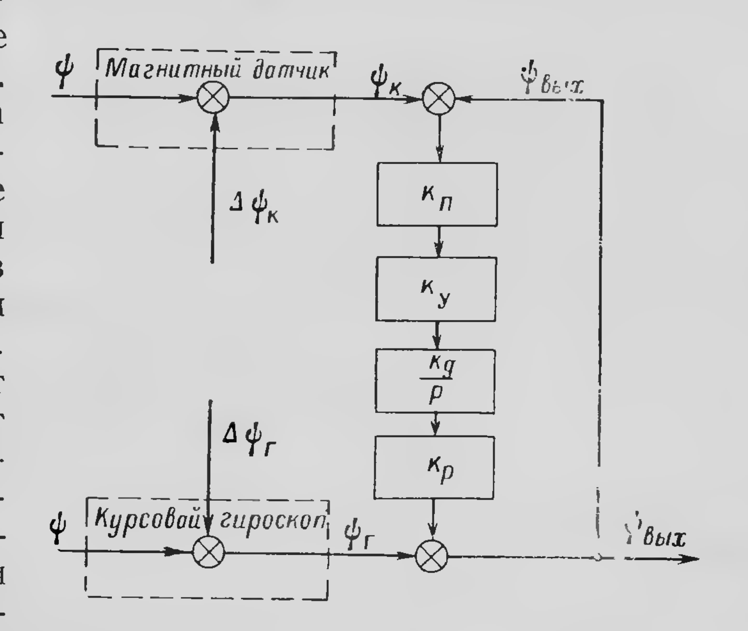


Рис. 9.3. Структурная схема курсовой системы

Таким образом, рассмотрение качественной картины работы схемы комплексирования магнитного и гироскопического датчиков курса показывает, что при рациональном выборе параметров, в частности, скорости отработки следящей системы, можно добиться высокой точности измерения курса.

Определим погрешность курсовой системы, пользуясь ее структурной схемой (рис. 9.3). Магнитный компас (астрокомпас или другой датчик курса) соединяется с курсовым гироскопом через звено с передаточной функцией

$$W(p)=\frac{1}{Tp}, \tag{9.1}$$

где $\frac{1}{T}$ — коэффициент усиления звена; T — постоянная времени звена.

Постоянная времени звена зависит от передаточного коэффициента потенциометра $k_п$ (В/рад); коэффициента усиления усилителя $k_у$; коэффициента усиления двигателя (интегрирующее звено) $k_д$ (рад/с); передаточного числа редуктора $k_р$ следующим образом:

$$T=\frac{1}{k_п k_у k_д k_р}. \quad (9.2)$$

На структурной схеме $\Delta\psi_к$, $\Delta\psi_г$ — погрешности в определении курса магнитным датчиком и курсовым гироскопом.

Погрешность $\Delta\psi_к$ включает методические и инструментальные погрешности магнитного датчика, в основном быстроменяющиеся.

Погрешность $\Delta\psi_г$ включает собственный уход гироскопа в азимуте, кардановую погрешность и другие погрешности в основном медленноменяющиеся.

Естественно, что при погрешностях входных сигналов в выходном сигнале тоже будет погрешность $\Delta\psi_{вых}$, которую можно определить следующим образом.

Исходя из структурной схемы выходной сигнал можно записать в виде

$$\psi_{вых}=\psi+\Delta\psi_г+\frac{(\psi+\Delta\psi_к)-\psi_{вых}}{Tp}. \quad (9.3)$$

Раскрывая скобки и делая необходимые преобразования, получаем

$$\psi_{вых}=\psi+\frac{1}{Tp+1}\Delta\ _{к}+\frac{Tp}{Tp+1}\Delta\psi_г. \quad (9.4)$$

Отсюда погрешность в выходном сигнале будет

$$\Delta\psi_{вых}=\psi_{вых}-\psi=\frac{1}{Tp+1}\Delta\psi_к+\frac{Tp}{Tp+1}\Delta\psi_г \quad (9.5)$$

или

$$\Delta\psi_{вых}=W(p)_к\,\Delta\psi_к+W(p)_г\,\Delta\psi_г, \quad (9.6)$$

где $W(p)_к=\frac{1}{Tp+1}$ — передаточная функция курсовой системы для погрешностей магнитного компаса; $W(p)_г=\frac{Tp}{Tp+1}$ — передаточная функция курсовой системы для погрешностей курсового гироскопа.

Из сказанного следует, что для погрешностей магнитного датчика курсовая система ведет себя как инерционное звено с большой постоянной времени T, которая для современных курсовых систем равна 70—220 с.

Известно, что выражение для амплитудно-частотной характеристики инерционного звена имеет вид

$$A(\omega)_к=\frac{1}{\sqrt{T^2\omega^2+1}}, \quad (9.7)$$

где ω — частота помехи.

Из уравнения (9.7) видно, что когда $\omega\longrightarrow\infty$, то $A(\omega)_к\longrightarrow 0$, поэтому погрешность $\Delta\psi_к$ в выходном сигнале при возрастании ω уменьшается.

При погрешностях гироскопа курсовая система ведет себя как форсирующе звено. Амплитудно-частотная характеристика такого звена определяется выражением

$$A(\omega)_г=\frac{T}{\sqrt{T^2+\frac{1}{\omega^2}}}, \quad (9.8)$$

из которого видно, что при возрастании частоты погрешностей курсового гироскопа $\omega\longrightarrow\infty$, $A(\omega)_г\longrightarrow 1$, ошибка в выходном сигнале от курсового гироскопа стремится к величине $\Delta\psi_г$, а при малых ω ошибка курсового гироскопа не сказывается на погрешности выходного сигнала.

Учитывая полученные зависимости для ошибки курсовой системы, можно сделать следующее заключение.

1. Короткопериодические (быстроменяющиеся) погрешности магнитного датчика или астрокомпаса курсовой системы подавляются и на указатель практически не пропускаются.

2. Медленноменяющиеся погрешности курсового гироскопа (уход в азимуте) на точности выходного курса не сказываются.

3. Постоянные погрешности, такие, как девиационные, схемой курсовой системы не компенсируются, поэтому их нужно уменьшать другими способами.

4. Периодические быстроменяющиеся погрешности курсового гироскопа схемой курсовой системы не уничтожаются и для их компенсации нужно принимать особые меры.

9.3. ГИРОИНДУКЦИОННЫЙ КОМПАС ТИПА ГИК-1

Гироиндукционный компас (рис. 9.4) представляет собой курсовую систему, соединяющую в себе два датчика курса; индукционный магнитный датчик и курсовой гироскоп.

В ГИК-1 можно выделить три следящие системы, с помощью которых осуществляются функциональные связи в системе:

1. Следящая система индукционный датчик — коррекционный механизм (ИД-КМ), предназначена для преобразования электрического сигнала, снимаемого с индукционного датчика, в механическую величину.

2. Следящая система коррекционный механизм — гироагрегат (КМ-ГА), предназначена для коррекции гироагрегата от индукционного датчика, фильтрации и сглаживания высокочастотных погрешностей индукционного датчика и для компенсации уходов гироскопа.

3. Следящая система гироагрегат — указатель (ГА-УШ), предназначена для дистанционной передачи курса, вырабатываемого на гироагрегате.

Рассмотрим работу указанных следящих систем.

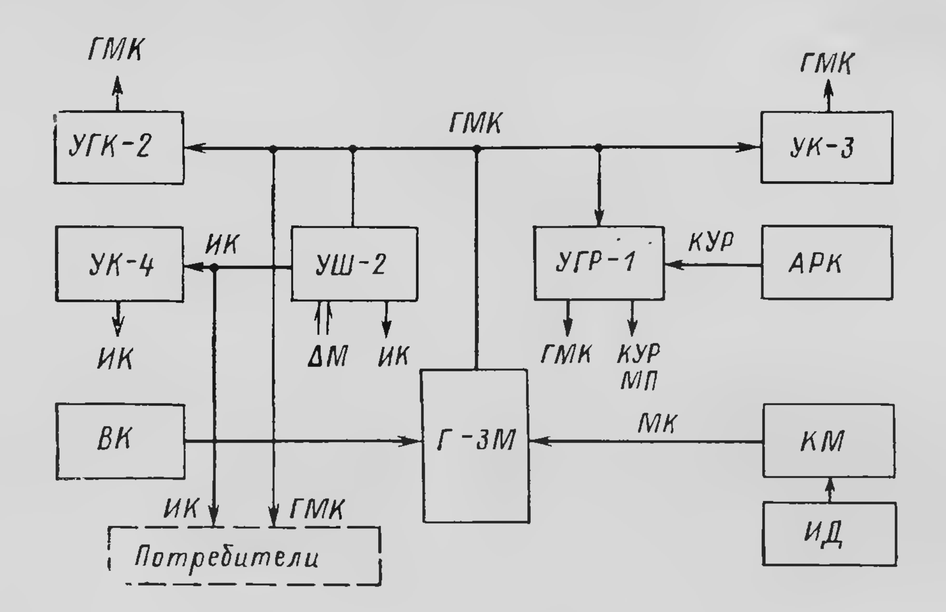


Рис. 9.4. Функциональная схема ГИК-1:

ИД-индукционный датчик; КМ—коррекционный механизм Г-3М—курсовой гироскоп; ВК—выключатель коррекции; АРК—автоматический радиокомпас; УШ-2, УГР-1, УГК-2, УК-4, УК-3—указатели; ГМК—гиромагнитный курс; КУР—курсовой угол радиостанции; МП—магнитный пеленг радиостанции; МК—магнитный курс; ИК—истинный курс; ΔМ—магнитное склонение

9.3.1. Следящая система «индукционный датчик-коррекционный механизм»

В этой следящей системе индукционный датчик служит для определения магнитного курса. Рассмотрим его работу.

Пусть два пермаллоевых стержня (рис. 9.5) параллельны друг другу, имеют свою первичную обмотку, питающуюся переменным напряжением U_1. Обмотки намотаны таким образом, что магнитные потоки F_1 и F_2 в первом и во втором стержнях в каждый момент равны по величине и противоположны по направлению. Следовательно, в каждый момент времени суммарный магнитный поток от двух первичных обмоток равен нулю, и он не может индуцировать ЭДС во вторичной обмотке, охватывающей оба стержня.

Рассмотрим процессы, происходящие в магнитном зонде (так называют систему, изображенную на рис. 9.5), если учесть, что он находится в магнитном поле Земли, причем оба сердечника лежат в горизонтальной плоскости.

На графике (рис. 9.6, *а*) показано изменение во времени напряжения U_1, которым питаются первичные обмотки магнитного зонда.

Если напряжение U_1 достаточно велико, то магнитная индукция B в пермаллоевых стержнях при прохождении тока в первичных обмотках в некоторый момент перестанет возрастать, т. е. имеет место насыщение (рис. 9.6, *б*).

Соответственно повышению индукции падает магнитная проницаемость μ (рис. 9.6, *в*). Когда индукция достигнет экстремума, магнитная проницаемость будет равна нулю, и наоборот, когда ток в первичной обмотке будет равен нулю, магнитная проницаемость достигнет максимума.

Горизонтальная составляющая H магнитного поля Земли сможет проникать в пермаллоевые сердечники только в моменты, когда магнитная проницаемость μ больше нуля. Следовательно, напряженность магнитного поля Земли меняется во времени, так как показано на рис. 9.6, *г*. Как видно из рис. 9.6, *г*, магнитное поле Земли из постоянного поля превратилось в пульсирующее определенного направления.

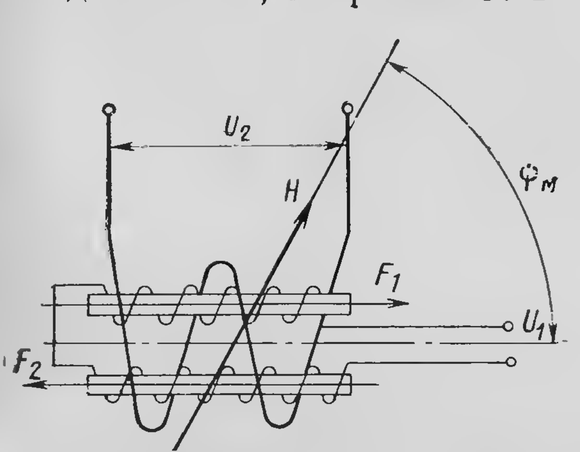


Рис. 9.5 Магнитный зонд

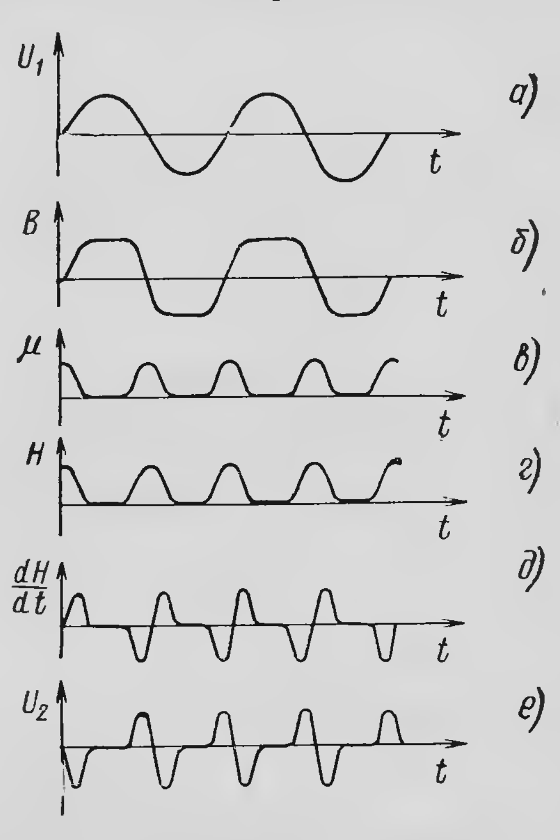


Рис. 9.6. К пояснению работы индукционного магнитного датчика

Поскольку магнитное поле Земли изменяется в стержнях от нуля до какого-то максимального значения, можно представить скорость изменения магнитного потока Земли во времени (рис. 9.6, *д*).

Следовательно, переменный (пульсирующий) магнитный поток создаст во вторичной обмотке переменный ток, напряжение которого

$$U_2 = -W \frac{dH_1}{dt} 10^{-8}, \qquad (9.9)$$

где U_2 — напряжение, В; W — количество витков во вторичной обмотке; H_1 — проекция горизонтальной составляющей магнитного поля Земли на ось симметрии магнитного зонда.

Нетрудно заметить, что частота напряжения U_2 в два раза больше, чем частота напряжения U_1 (рис. 9. 6, *е*).

Величина выходного напряжения U_2 зависит от направления горизонтальной составляющей магнитного поля Земли относительно магнитного зонда. Очевидно, напряжение U_2 будет максимальным, если направление горизонтальной составляющей H совпадает с осью симметрии магнитного зонда, т. е.

$$U_2 = -W \frac{d(H\cos\psi_м)}{dt} 10^{-8}, \qquad (9.10)$$

где $\psi_м$ — угол между H и осью симметрии зонда.

Казалось бы, что из уравнения (9. 10) можно определить магнитный курс $\psi_м$, но, к сожалению, величина горизонтальной составляющей магнитного поля Земли зависит от географической широты места, и напряжение U_2 оказывается функцией двух переменных: широты места и направления магнитного поля Земли.

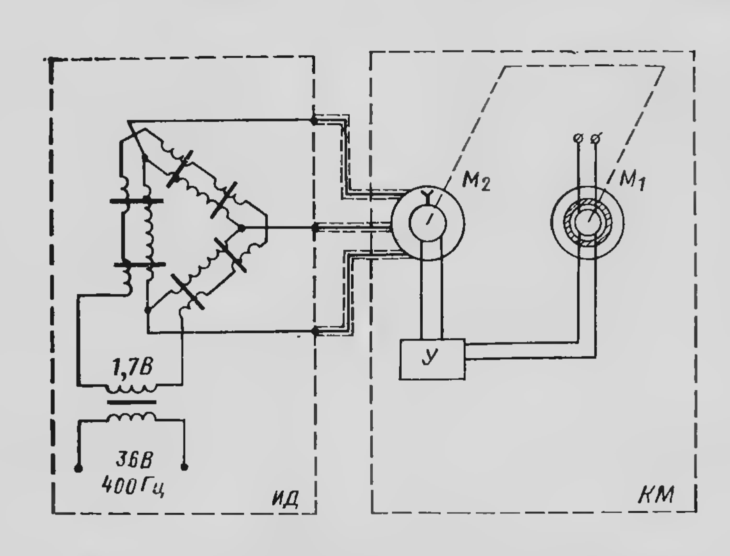


Рис. 9. 7. Электрическая схема получения магнитного курса с помощью индукционного датчика

Поэтому в курсовых системах, в частности, в ГИК-1, применяют компенсационный способ измерения, не зависящий от величины напряженности магнитного поля Земли и определяющий только его направление.

На рис. 9. 7 представлена электрическая схема такого измерителя.

Вместо одного магнитного зонда в схеме используются три, расположенные в пространстве относительно друг друга под углом 120°. Вторичные обмотки включены по схеме треугольника, вершины которого соединяются с тремя статорными обмотками сельсина-приемника $М_2$. Сельсин-приемник расположен в специальном блоке, называемом коррекционным механизмом (КМ). Первичные обмотки магнитного зонда питаются током с напряжением 1,7 В и частотой 400 Гц.

Магнитное поле Земли будет наводить в зондах датчика не одинаковые ЭДС, а в соответствии с их пространственной ориентацией. Поэтому потенциалы на статорных обмотках сельсина зависят от направления горизонтальной составляющей магнитного поля Земли. Результирующее магнитное поле, создаваемое статорными обмотками сельсина, будет соответствовать направлению горизонтальной составляющей магнитного поля Земли.

С роторной обмотки сельсина $М_2$ сигнал поступает на усилитель, а с него — на двигатель $М_1$, поворачивающий роторную обмотку в положение, при котором напряжение на ней равно нулю.

Таким образом, рассмотренная схема следящей системы ИД-КМ преобразует сигнал, поступающий с индукционного датчика ИД, в угол поворота ротора двигателя, пропорциональный магнитному курсу.

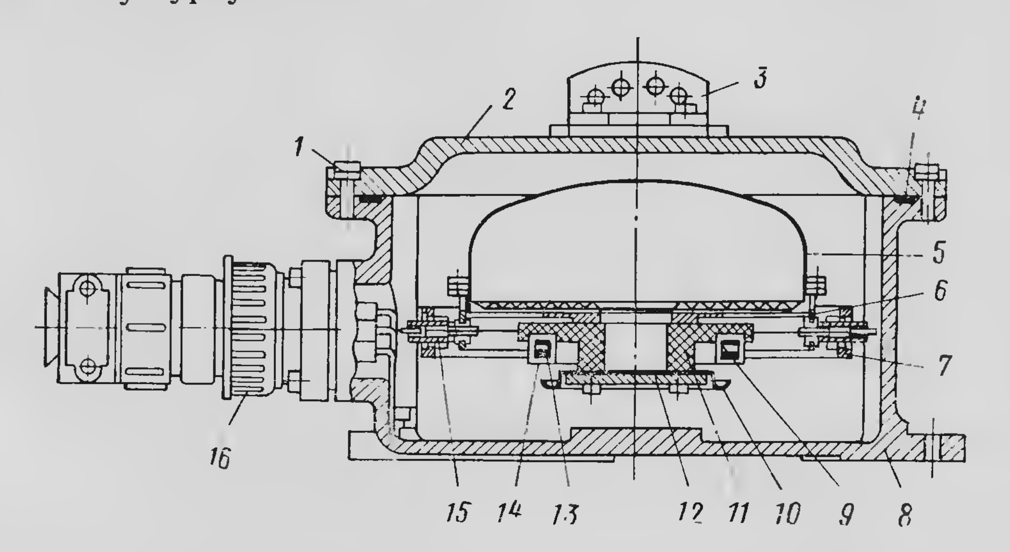


Рис. 9. 8. Конструкция индукционного датчика ИД:

1—винт; *2*—крышка; *3*—девиационный прибор; *4*—прокладка; *5*—поплавок; *6*—основание; *7*—наружное кольцо; *8*—корпус; *9*—катушка первичной обмотки; *10*—чашка; *11*—платформа; *12*—груз; *13*—сердечник; *14*—катушка сигнальной (вторичной) обмотки; *15*—карданов подвес; *16*—штепсельный разъем

В индукционном датчике (рис. 9. 8) магнитные зонды с жестко связанным с ними поплавком *5* помещаются в кардановом подвесе *15* корпуса прибора *8*, заполненного жидкостью (лигроин и масло МВП). Жидкость, поплавок и карданов подвес обеспечивают примерную горизонтальность магнитных зондов при кренах самолета, уменьшая ошибки от вертикальной составляющей магнитного поля Земли.

Для компенсации полукруговой девиации служит девиационный прибор *3*, расположенный на крышке *2* датчика.

Следует отметить, что индукционный датчик — более совершенный магнитный измеритель, чем КИ-13, поскольку он обладает большей чувствительностью, в нем отсутствуют ошибки от увлечения и застоя, а вместе с коррекционным механизмом имеется возможность устранения четвертной магнитной девиации.

Коррекционный механизм преобразует электрический сигнал индукционного датчика в угол поворота вала двигателя, связывает индукционный датчик с курсовым гироскопом, устраняет четвертную девиацию с одновременной компенсацией погрешностей индукционного датчика и следящей системы ИД-КМ.

Компенсация четвертной девиации и инструментальных погрешностей осуществляется в коррекционном механизме специальным электромеханическим коррекционным устройством лекального типа, называемым лекальным корректором (рис. 9.9). Рассмотрим его работу.

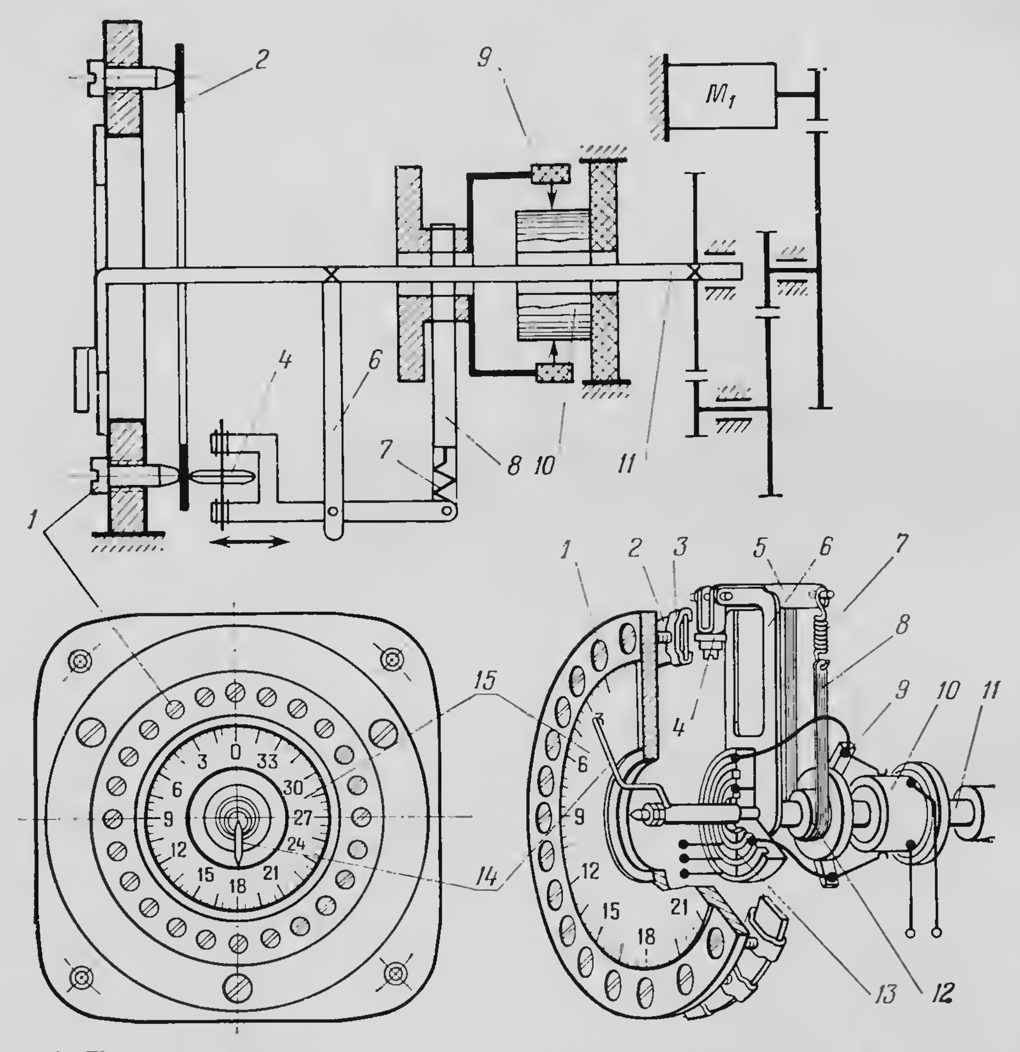


Рис. 9.9. Кинематическая схема лекального корректора и внешний вид коррекционного механизма:

1—регулировочный винт; *2*—профильная лента; *3*—скоба; *4*—ролик; *5*—вилка; *6*—рычаг; *7*—пружина; *8*—лента: *9*—щеткодержатель; *10*—потенциометр; *11*—ось; *12*—муфта; *13*—коллектор; *14*—стрелка; *15*—шкала

Двигатель M_1, приводящий ротор сельсина-приемника M_2 в согласованное положение, должен перемещать и щетки *9* потенциометра *10*. Ротор двигателя соединен со щетками потенциометра не жестко, а через специальный лекальный механизм, который состоит из гибкой металлической ленты *2* и ролика *4*, находящегося в контакте с лентой. Ролик *4* укреплен на рычаге *6*, жестко связанном с валом двигателя M_1. Таким образом, при перемещении ролика (что показано стрелкой на рис. 9.9) с помощью гибкой ленты *8* и пружины *7* поворачиваются щетки *9* потенциометра *10* на некоторый угол. Таким образом, поворот щеток потенциометра

складывается из суммы двух движений: от двигателя M_1 (основное движение) и дополнительно — за счет перемещения ролика. Ролик *4* с рычагом *6* совершает движение вместе с осью *11*. Ввиду того, что гибкая лента *2* может иметь сложный профиль, который создается поджатием двадцати четырех регулировочных винтов *1*, угол поворота щеток потенциометра в определенных положениях корректируется.

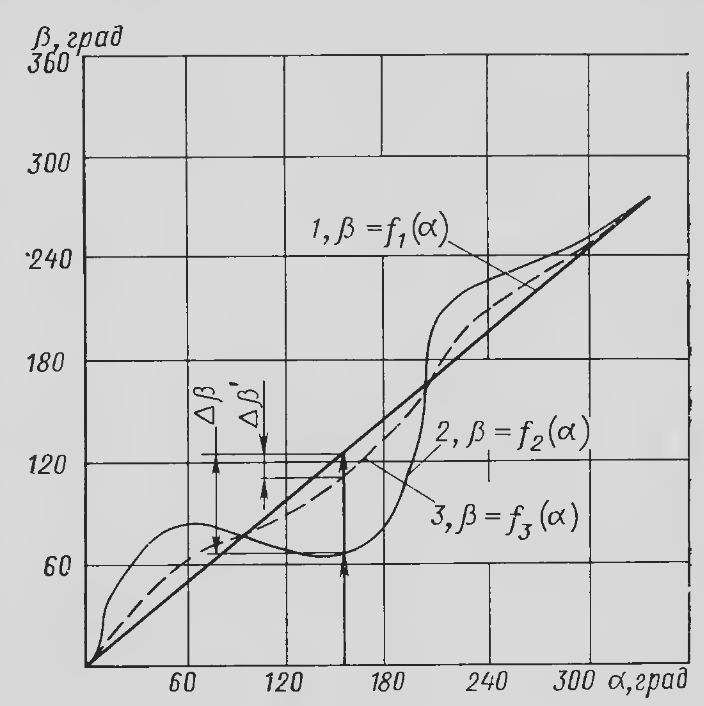


Рис. 9.10. К пояснению работы лекального механизма

Например, пусть α — угол поворота оси *11*, пропорциональный повороту вала двигателя, β — угол поворота щеток потенциометра, а прямая *1* — желаемая зависимость $\beta = f(\alpha)$ (рис. 9.10). Тогда, если β меняется от изменения α в соответствии с кривой *2*, а винты лекального механизма при этом не поджимают гибкую ленту, то поджатием винтов и изменением профиля ленты можно добиться изменения β от α в соответствии с кривой *3*. Как видно из рисунка, ошибка $\Delta\beta$ при этом существенно уменьшается и становится равной $\Delta\beta'$:

$$\Delta\beta = f_1(\alpha) - f_2(\alpha); \quad \Delta\beta' = f_1(\alpha) - f_3(\alpha). \qquad (9.11)$$

Следует отметить, что стрелка *14* (см. рис. 9.9) коррекционного механизма связана с осью *11* и, следовательно, показывает неисправленный курс $\beta = f(\alpha)$, т. е. компасный курс индукционного датчика.

9.3.2. Следящая система «коррекционный механизм-гироагрегат»

Система служит для выработки гиромагнитного курса, который отличается от магнитного своей стабильностью благодаря фильтрации и сглаживанию высокочастотных помех индукционного датчика. Гиромагнитный курс иногда называют «осредненным» магнитным курсом.

Следящую систему (рис. 9.11) образуют два потенциометра: потенциометр-датчик ПД, расположенный в гироагрегате и жестко связанный с внешней осью карданова подвеса гироскопа, и потенциометр-приемник ПП, находящийся в коррекционном механизме.

Щетки потенциометра ПП поворачиваются двигателем M_1 через лекальный корректор ЛК, а щетки потенциометра ПД — двигателем M_3 через редуктор Р. Передаточное отношение редуктора может изменяться с 1 : 828000 на 1 : 3150 электромагнитной фрикционной муфтой ЭМ, которая управляется кнопкой быстрого согласования 5КС. Передаточному отношению редуктора 1 : 828000 соответствует скорость отработки щеток потенциометра 1,5—4,5 град/мин, а отношению 1 : 3150 — скорость 10 град/с.

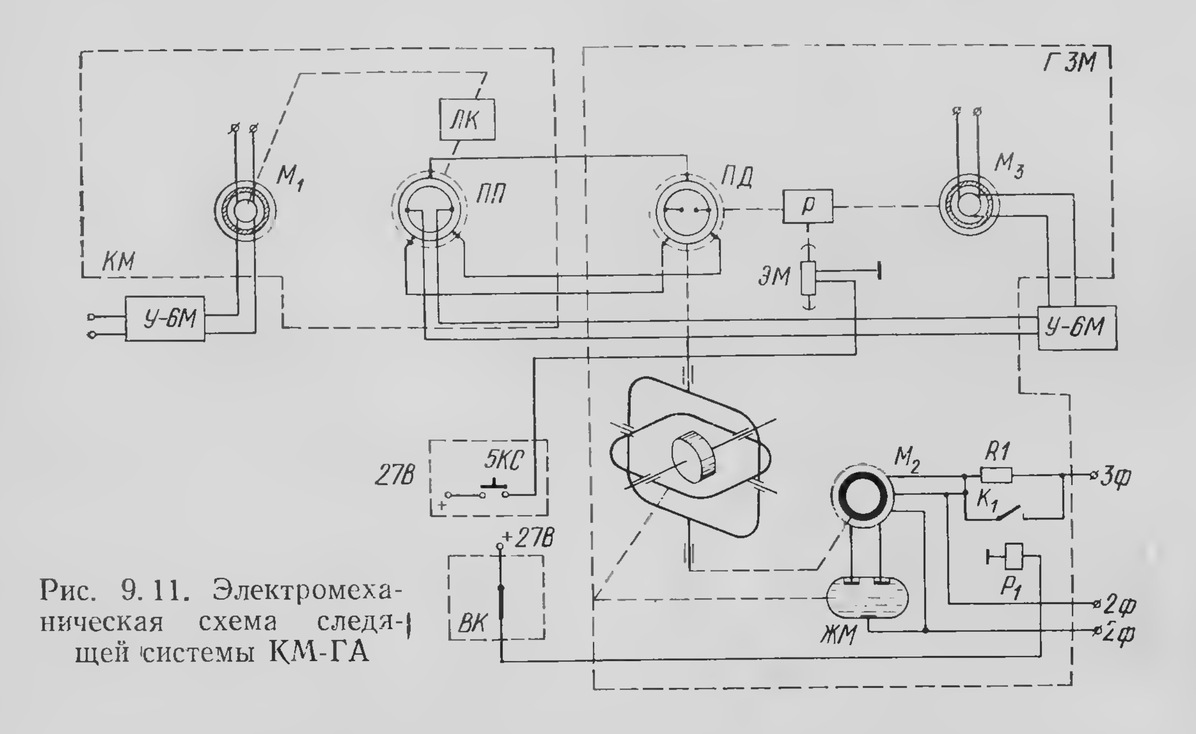


Рис. 9.11. Электромеханическая схема следящей системы КМ-ГА

Малая скорость отработки обеспечивает фильтрующие свойства системы, большая скорость служит для уничтожения больших рассогласований. Большие рассогласования в системе могут быть при включении системы или после отключения коррекции от индукционного датчика на вираже. Отключение горизонтальной коррекции осуществляется контактом K_1 реле P_1, которое управляется выключателем коррекции ВК.

Курсовым гироскопом в ГИК-1 служит гироагрегат Г-3М, в котором применен гиромотор с кинетическим моментом 0,4 н·м·с.

Гироагрегат представляет собой гироскоп с тремя степенями свободы, внешняя ось карданова подвеса которого установлена на самолете в вертикальном положении. Горизонтальность оси собственного вращения осуществляется с помощью жидкостного маятника ЖМ, управляющего моментом коррекционного двигателя M_2, ротор которого жестко связан с внешней осью карданова подвеса гироскопа.

В отличие от ГПК-52 в гироагрегате азимутальной коррекции нет, поскольку гироскоп используется только как элемент электромеханической сглаживающей системы и кратковременной пространственной памяти. Нет в гироагрегате никаких устройств и для компенсации кардановой ошибки. Поэтому кардановая погрешность бывает при развороте с креном и отключенной коррекции от индукционного датчика.

Гироагрегат герметизирован резиновой прокладкой и заполнен азотом.

9.3.3. Следящая система «гироагрегат-указатель»

Таких следящих систем может быть несколько в зависимости от комплектации.

Следящая система ГА-УГР-1 предназначена для передачи гиромагнитного курса от гироагрегата на указатель типа УГР-1. Указатель, кроме гиромагнитного курса, может индицировать курсовые углы и магнитные пеленги радиостанции при совместной работе ГИК-1 с автоматическим радиокомпасом.

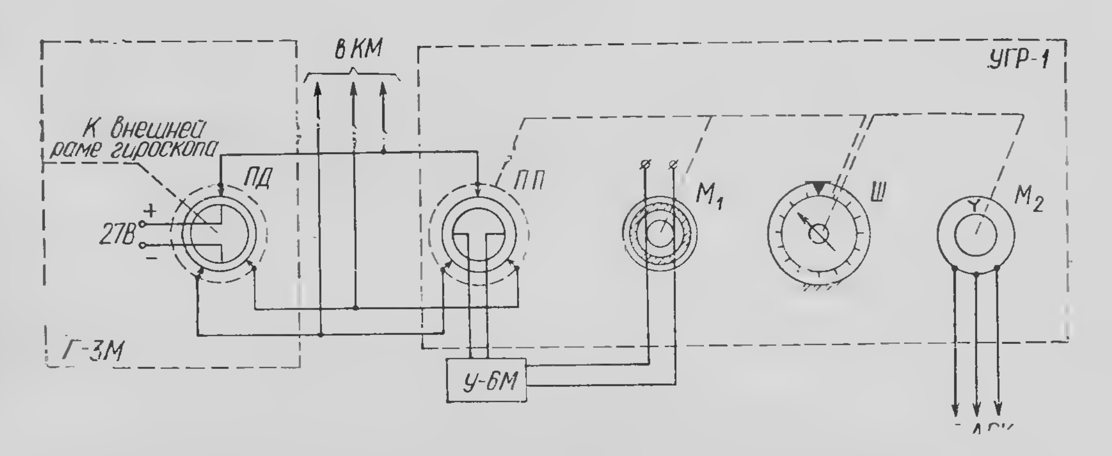


Рис. 9.12. Электромеханическая схема следящей системы ГА УГР-1: ПД—потенциометр-датчик; ПП—потенциометр-приемник; M_1—двигатель; M_2—сельсин-приемник АРК; Ш—шкальное устройство

Следящая система ГА-УГР-1 представлена на рис. 9.12. Как видно из схемы (рис. 9.12), это обычная трехпроводная потенциометрическая следящая система, скорость отработки которой выбирается таким образом, чтобы обеспечить качественное слежение за разворотами самолета по курсу. Двигатель M_1 следящей системы связан с подвижной шкалой (рис. 9.13), положение которой относительно неподвижного индекса определяет отсчет гиромагнитного курса.

В указателе УГР-1 (см. рис. 9.12) имеется сельсин-приемник M_2 от следящей системы АРК-УГР-1, работающей в индикаторном режиме. С ротором сельсина-приемника связана стрелка *1*, которая показывает по неподвижной шкале курсовой угол радиостанции, а по подвижной шкале — магнитный пеленг радиостанции. Для удобства пользования прибором в УГР-1 (см. рис. 9.13) имеется курсозадатчик *2*, который может поворачиваться с помощью кремальеры *3*.

Кроме указателя УГР-1, в комплект ГИК-1 может входить указатель УШ-2, который предназначен для индикации либо гиромагнитного, либо истинного курса, если введено магнитное склонение. Электрическая схема следящей системы ГА-УШ-2 изображена на рис. 9.14. С двигателем M_1 указателя штурмана УШ-2, связана стрелка *1* (рис. 9.15), которая по шкале *2* показывает гиромагнитный курс при магнитном склонении $\Delta M=0$. Кремальера *3* механически связана со шкалой *2*, индексом *4* и потенциометром $ПД_2$, служащим для передачи курса в указатели типа УК.

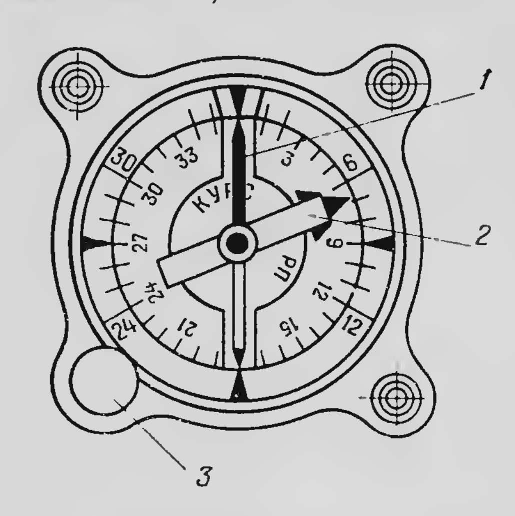


Рис. 9.13. Лицевая сторона указателя УГР-1:
1—стрелка; *2*—курсозадатчик; *3*—кремальера

Кремальерой *3* по шкале «Склонение» устанавливают магнитное склонение ΔM, при этом поворачивается шкала УШ-2. По стрелке *1* и шкале прибора можно отсчитывать истинный курс.

Комплект ГИК-1 может содержать указатели УК-3, УК-4, УГК-2, работающие по одному принципу и отличающиеся только конструктивными особенностями.

По принципу действия все эти указатели трехкатушечные логометры с подвижным ротором в виде постоянного магнита.

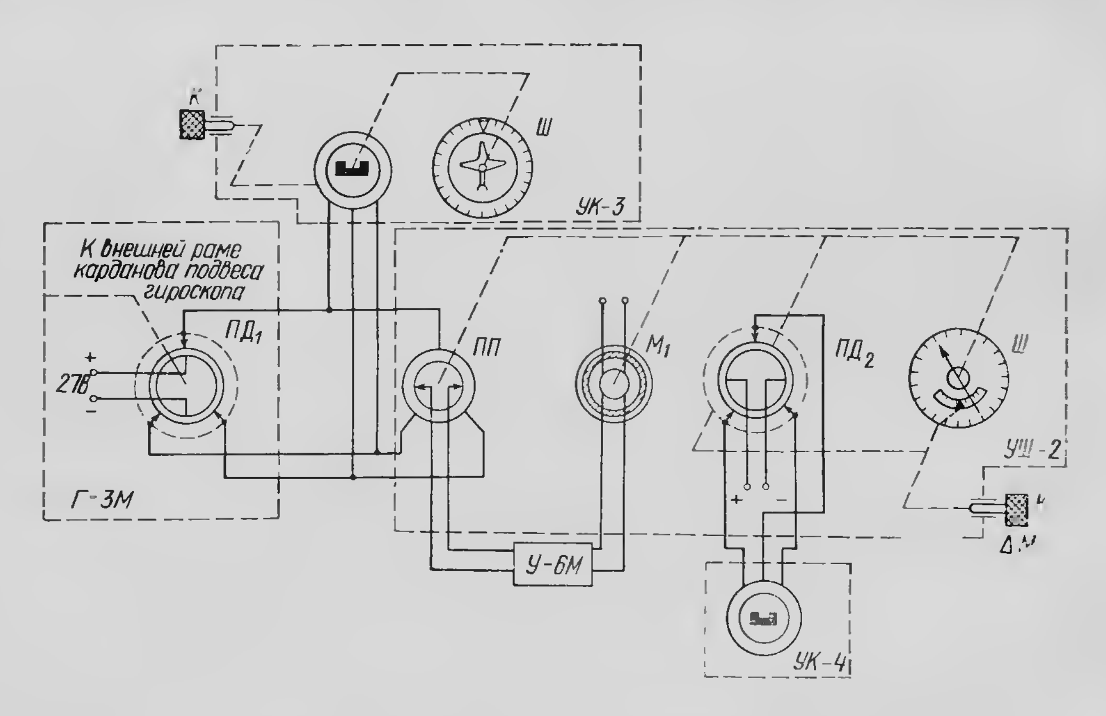


Рис. 9.14. Электромеханические схемы следящих систем ГА-УШ-2 и УШ-2-УК:
$ПД_1$, $ПД_2$—потенциометры-датчики; ПП—потенциометр-приемник; К—кремальера; ΔM—магнитное склонение; Ш—шкальное устройство

Трехкатушечный логометр представляет собой устройство, состоящее из статора, на который намотаны три катушки. Электрические оси катушек расположены относительно друг друга под углом 120°, ротором является постоянный магнит. Катушки питаются постоянным током, и каждая из них создает магнитное поле, направление и напряженность которого зависит от напряжения на концах катушек.

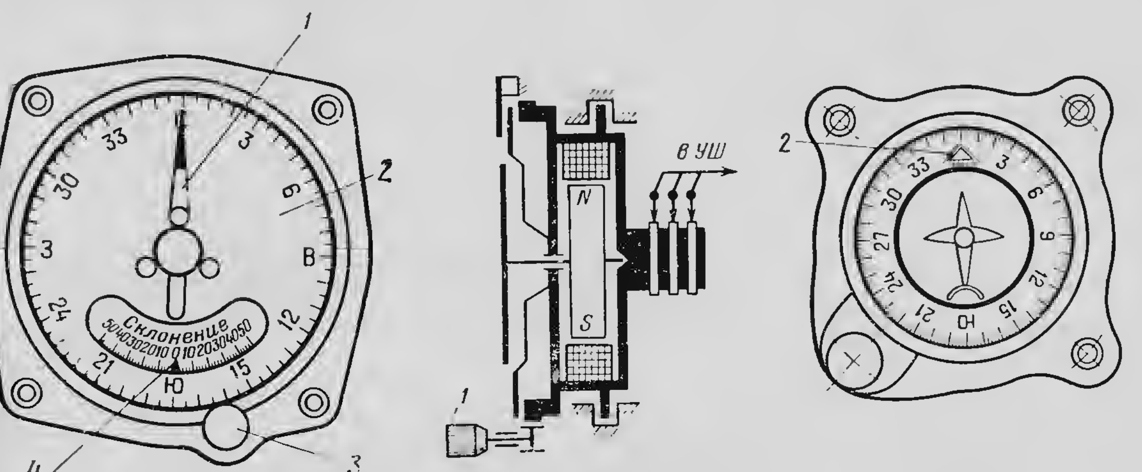


Рис. 9.15. Лицевая сторона указателя штурмана:
1—стрелка; *2*—шкала; *3*—кремальера; *4*—индекс склонений

Рис. 9.16. Лицевая сторона и кинематическая схема указателей УК-3 и УК-4:
1—кремальера; *2*—индекс

Подвижный магнит устанавливается по результирующему магнитному полю трех катушек.

Электрическая схема связи указателей типа УК с указателем УШ-2 видна из рис. 9.14. При развороте щеток потенциометра $ПД_2$ в указателе УШ-2 развернется в ротор логометра УК-4.

Из кинематической схемы (рис. 9.16) хорошо видно, что статор логометра вместе со шкалой может быть повернут с помощью кремальеры *1* и таким образом установлен заданный курс по индексу *2*.

Если теперь самолет отклоняется от заданного курса, то силуэт самолета будет отклоняться относительно шкалы и индекса в ту же сторону. Такая индикация положения самолета по курсу удобна в полете.

Упрощенная электрическая схема ГИК-1 изображена на рис. 9.17. Она состоит из схем следящих систем, рассмотренных выше.

9.3.4. Комплектация, основные технические данные и летная эксплуатация гироиндукионного компаса ГИК-1

Выпускается десять различных по составу систем ГИК-1. Комплектность определяется типом самолета или вертолета, на котором устанавливается ГИК-1. В табл. 9.1 указана комплектация системы в зависимости от ее номера.

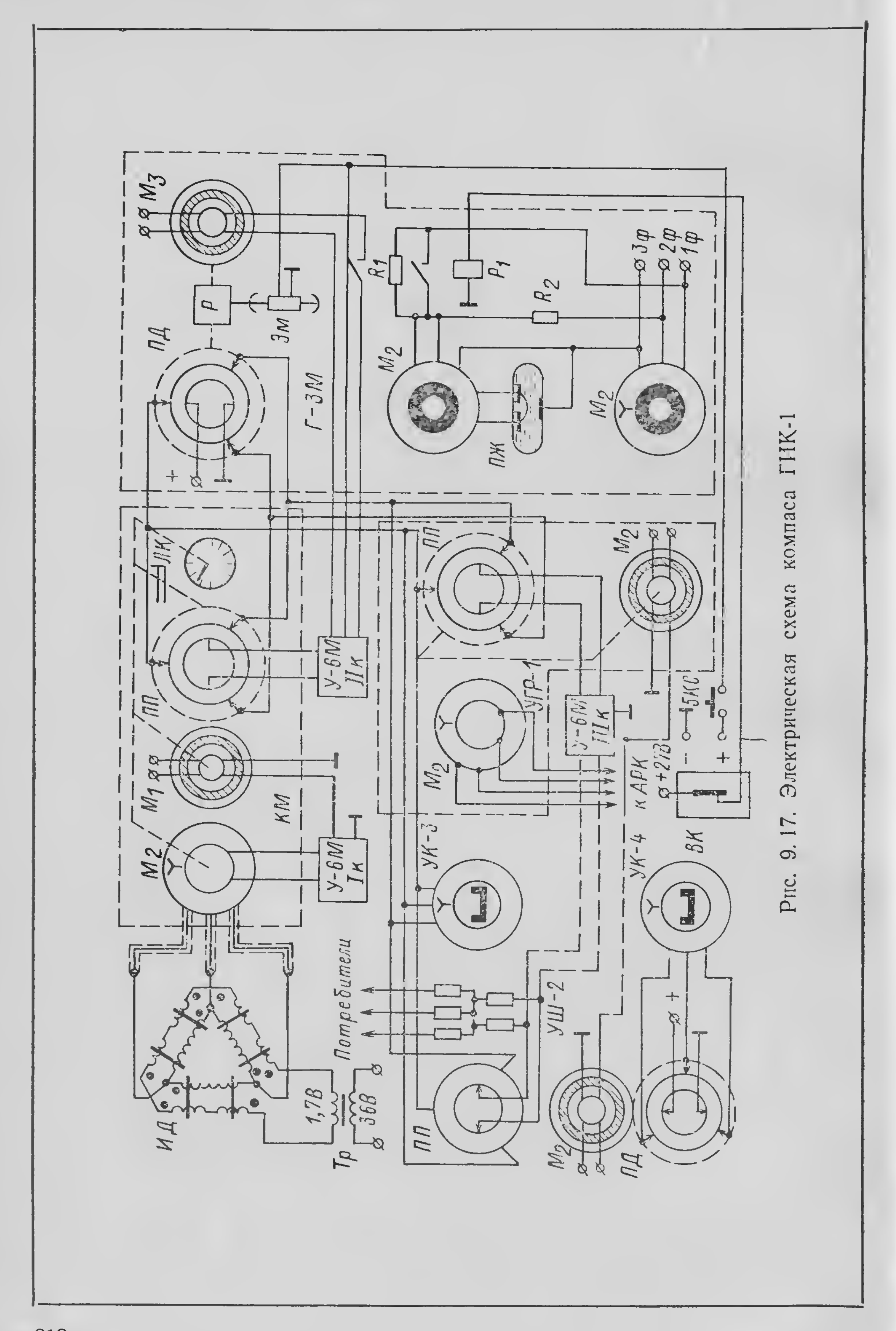


Рис. 9.17. Электрическая схема компаса ГИК-1

Таблица 9.1

Наименование агрегата	Количество агрегатов, входящих в комплект, в зависимости от номера комплектации									
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Индукционный датчик ИД	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
Коррекционный механизм КМ	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
Гироагрегат Г-3М	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
Усилитель У-6М 2-й серии	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
Указатель УГР-1	1	1	2	—	—	—	1	2	—	—
Указатель УК-3	—	—	—	—	3	—	1	1	—	—
Указатель УГК-2	—	1	—	1	—	—	—	—	—	—
Указатель штурмана УШ-2	—	—	—	—	—	1	—	—	1	1
Указатель УК-4	—	—	—	—	—	2	—	—	—	1
Усилитель У-8М 2-й серии	—	—	1	—	—	—	—	1	—	—
Соединительные коробки:										
СК-11	1	1	—	1	—	—	1	—	—	—
СК-18	—	—	1	—	1	—	—	1	—	—
СК-19	—	—	—	—	—	1	—	—	1	1
Кнопка согласования 5КС	1	1	1	3	1	1	2	2	2	2

Примечание. Автоматический радиокомпас АРК и выключатель коррекции ВК-53РШ, обслуживающие работу компаса, в его комплект не входят.

Перед полетом, за 2—3 мин перед выруливанием на старт, необходимо включить питание компаса. Перед взлетом нажать кнопку быстрого согласования и согласовать следящие системы компаса. Время согласования не должно превышать 10—20 с.

В полете кнопку быстрого согласования часто нажимать не следует, так как при большой скорости согласования компас теряет свои «осредняющие» свойства, при разворотах пользоваться кнопкой запрещается. После длительного разворота, наоборот, рекомендуется согласовать систему.

Компас следует выключать после того, как самолет окажется на стоянке, при рулении компас должен быть обязательно включен.

Полукруговая девиация ГИК-1 устраняется девиационным прибором, расположенным на индукционном датчике, а четвертная и инструментальные погрешности следящих систем ИК-КМ, КМ-ГА, гироагегат-указатель устраняются лекальным механизмом (КМ) на 24 курсах через 15°. Для этого самолет последовательно разворачивают на курсы от 0 до 360°, добиваясь регулировочными винтами КМ соответствия показаний на приборе установленным курсам. Иногда индукционный датчик снимают с самолета и его разворачивают на углы от 0 до 360° при устранении девиации. На наш взгляд, этот метод не является лучшим.

Следует помнить, что при устранении девиации кнопка быстрого согласования должна быть нажатой. После устранения четвертной девиации снимается график остаточной (неустраненной) девиации, который может быть использован в полете.

9.4. КУРСОВАЯ СИСТЕМА КС-6 И ЕЕ ЛЕТНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Курсовая система КС-6 является наиболее распространенной курсовой системой, используемой в гражданской авиации. КС-6 и ее модификации (КС-8 и др.) установлены на самолетах Ил-18, Ту-104, Ан-10 и др.

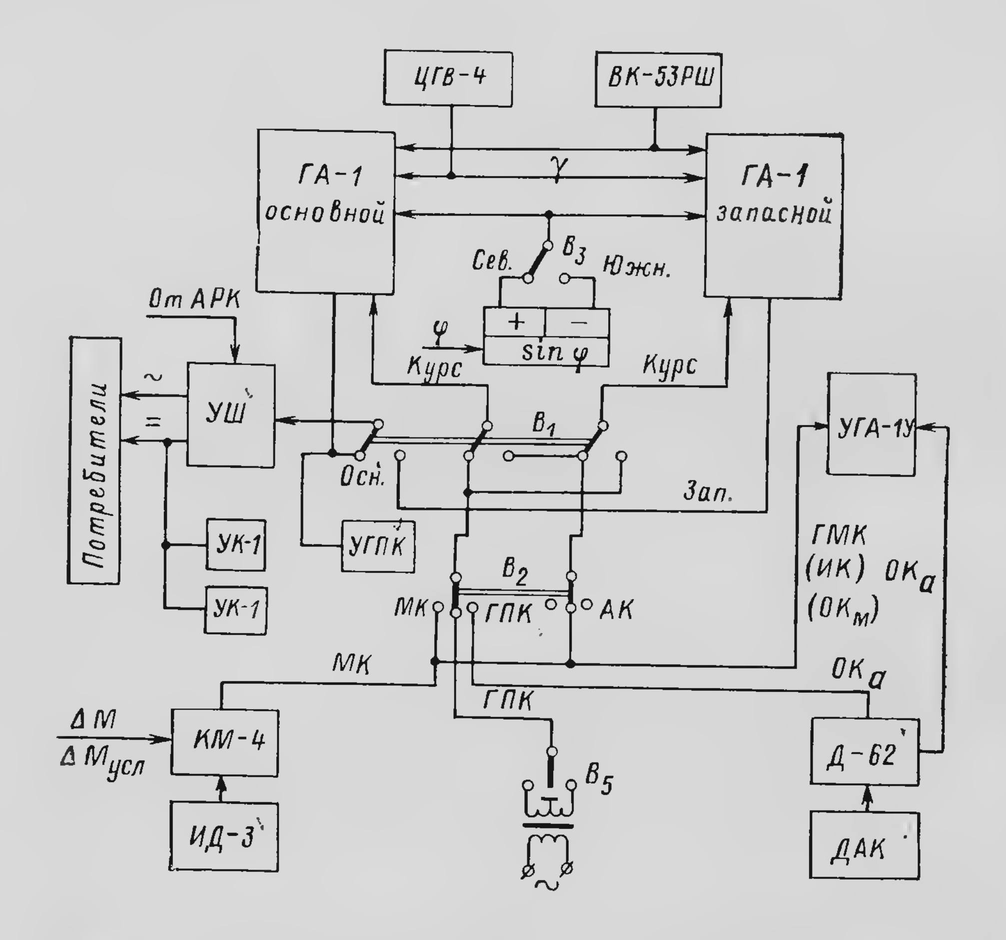


Рис. 9.18. Общая функциональная схема курсовой системы КС-6:

ЦГВ-4—центральная гировертикаль; ВК-53РШ—выключатель коррекции; ГА-1—гироагрегат; УШ—указатель штурмана; УГПК, УГА-1У—указатели; УК—указатель пилота; КМ-4—коррекционный механизм; ИД-3—индукционный датчик; ДАК—дистанционный астрокомпас; Д-62—переходной блок

Система КС-6 представляет собой совокупность магнитного, гироскопического, радиотехнического и астрономического измерителей курса самолета.

Комплексирование различных измерителей курса в КС-6 позволяет максимально использовать достоинства каждого из типов компасов, сводя к минимуму их погрешности.

В зависимости от решаемых задач и условий полета КС-6 может работать в одном из трех режимов: магнитной коррекции, астрономической коррекции, гирополукомпаса.

Режим работы системы выбирает экипаж. Основным считается режим гирополукомпаса, поскольку в этом случае полет совершается по ортодромии.

Общая функциональная схема курсовой системы КС-6 изображена на рис. 9.18. Система состоит из трех групп элементов:

— собственно измерители курса: индукционный датчик ИД-3, курсовые гироскопы ГА-1 (основной и запасной), астрокомпас ДАК, автоматический радиокомпас АРК;

— указатели: указатель штурмана УШ, указатель типа УГА-1У, указатель УГПК, повторители типа УК-1;

— устройства, обеспечивающие связь между измерителями: коррекционный механизм КМ-4, блок связи астрокомпаса с системой (Д-62), пульт управления ПУ-1. Устройства, обеспечивающие работу системы: центральная гировертикаль ЦГВ-4, выключатель коррекции ВК-53РШ.

Начнем рассмотрение работы курсовой системы с режима гирополукомпаса.

9.4.1. Режим гирополукомпаса (ГПК)

В этом режиме могут участвовать либо основной, либо запасной гироагрегаты. Следует отметить, что оба гироагрегата абсолютно одинаковые, и их деление на основной и запасной условно.

В этом режиме оба гироагрегата участвуют в работе, но выполняют разные функции.

Если переключатель режимов работы B_2 (рис. 9.18 и 9.19) установить в положение ГПК, а тумблер B_1 — в положение «Осн.», то основной гироагрегат будет работать в режиме гирополукомпаса, выдавая значение ортодромического курса на указатель УШ, а с него — другим потребителям и указателям.

Рассмотрим работу курсовой системы по линии основного гироагрегата. Функциональная схема системы по линии основного гироагрегата в режиме ГПК представлена на рис. 9.20, а соответствующая ей электромеханическая схема — на рис. 9.21.

Принцип работы гирополукомпаса рассмотрен в разд. 7.6, но схема курсовой системы в режиме ГПК несколько отличается от гирополукомпаса ГПК-52.

С целью компенсации кардановой ошибки от крена внешняя ось подвеса гироскопа устанавливается в дополнительную раму, ось вращения которой совпадает с продольной осью самолета. Специальная следящая система (рис. 9.21), состоящая из потенциометра ПД, расположенного в ЦГВ-4, двигателя M_1, усилителей $У_1$ и $У_2$ потенциометра ПП, удерживает внешнюю ось карданова подвеса в вертикальном положении при кренах самолета и тем самым препятствует возникновению кардановой ошибки. Скорость отработки следящей системы ЦГВ-ГА должна быть такой, чтобы обеспечивалось качественное отслеживание угла крена самолета.

На случай выхода из строя ЦГВ-4 в схеме предусмотрен пере-

ключатель положений: «Работа КС без ЦГВ» и «Работа КС с ЦГВ», с помощью которого в цепь вместо потенциометра ЦГВ подключается мостиковая схема, собранная на сопротивлениях R_1—R_5. Эта схема имитирует потенциометр ПД при крене самолета, равном нулю. Переключатель расположен рядом с пультом управления. Следовательно, когда переключатель находится в положении «Работа КС без ЦГВ», то следящая система выполняет роль электрического арретира, жестко связывающего ось внешней рамы карданова подвеса с самолетом. В этом случае возникает кардановая ошибка от крена самолета.

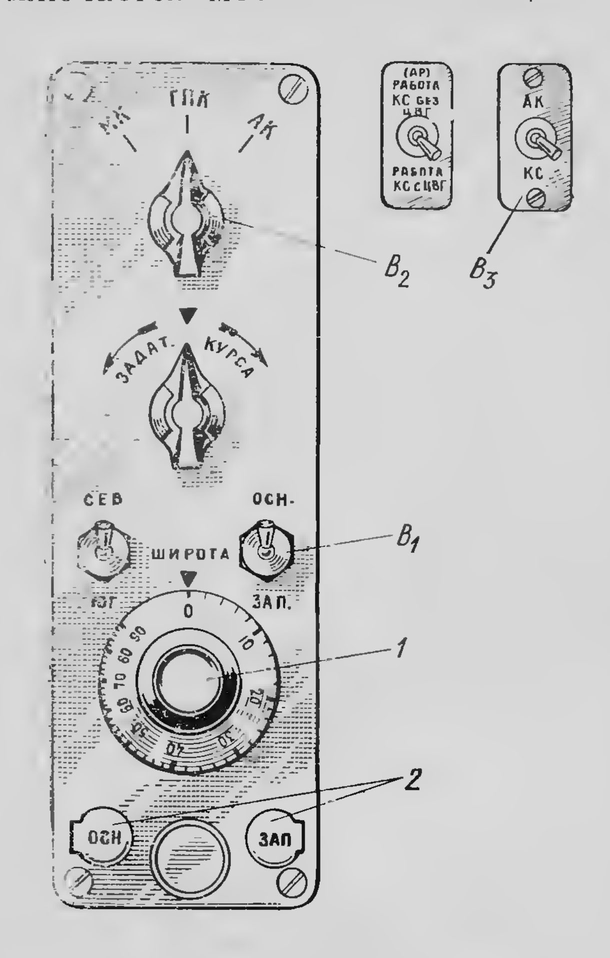


Рис. 9. 19. Внешний вид пульта управления ПУ-1:

B_1—переключатель гироагрегатов; B_2—переключатель режимов работы; B_3—переключатель астрокомпаса; *1*—широтный потенциометр; *2*—крышки потенциометров (балансировочных)

Горизонтальная коррекция гироагрегата осуществляется так же, как и в ГПК-52. Корректирующее устройство состоит из электролитического маятника ЖМ и коррекционного двигателя M_2, ротор которого связан с внешней осью карданова подвеса. Горизонтальная коррекция выключается на разворотах самолета выключателем ВК-53РШ.

Азимутальная коррекция выполнена аналогично коррекции в ГПК-52, причем движки реостатов R_7 и R_{10} с помощью рукоятки *1* (см. рис. 9.19) формируют сигнал, пропорциональный $\omega_3 \sin\varphi$. Сигналы на компенсацию постоянных уходов гироскопов гироагрегатов снимаются с реостатов R_8 и R_9, управление которыми осуществляется также с пульта управления *2* (см. рис. 9.19). Следует подчеркнуть, что устройство, формирующее сигнал, пропорциональный $\omega_3 \sin\varphi$, одно для обоих гироагрегатов. Компенсация постоянных уходов гироскопов производится собственными потенциометрами.

Для трансляции ортодромического курса, который вырабатывается основным гироагрегатом в режиме работы ГПК, используется двухканальная сельсинная следящая система, работающая в трансформаторном режиме *. Следящую систему ГА-УШ образуют сельсин-датчик $СД_1$, ротор которого жестко связан с внешней осью карданова подвеса, сельсин-приемник $СП_2$, находящийся в указателе УШ, усилитель $У_3$ и двигатель M_2, также расположенный в УШ.

Двухканальная сельсинная следящая система обеспечивает трансляцию угла поворота сельсина-датчика с точностью $\pm 8' \ldots \pm 9'$. Такая относительно высокая точность работы следящей системы объясняется тем, что она состоит из двух каналов: грубого и точного (рис. 9. 22). В каждом канале имеется свой сельсин-датчик и свой сельсин-приемник. Таким образом, в следящей системе два сельсина-датчика $СД_г$, $СД_т$ и два сельсина-приемника $СП_г$, $СП_т$.

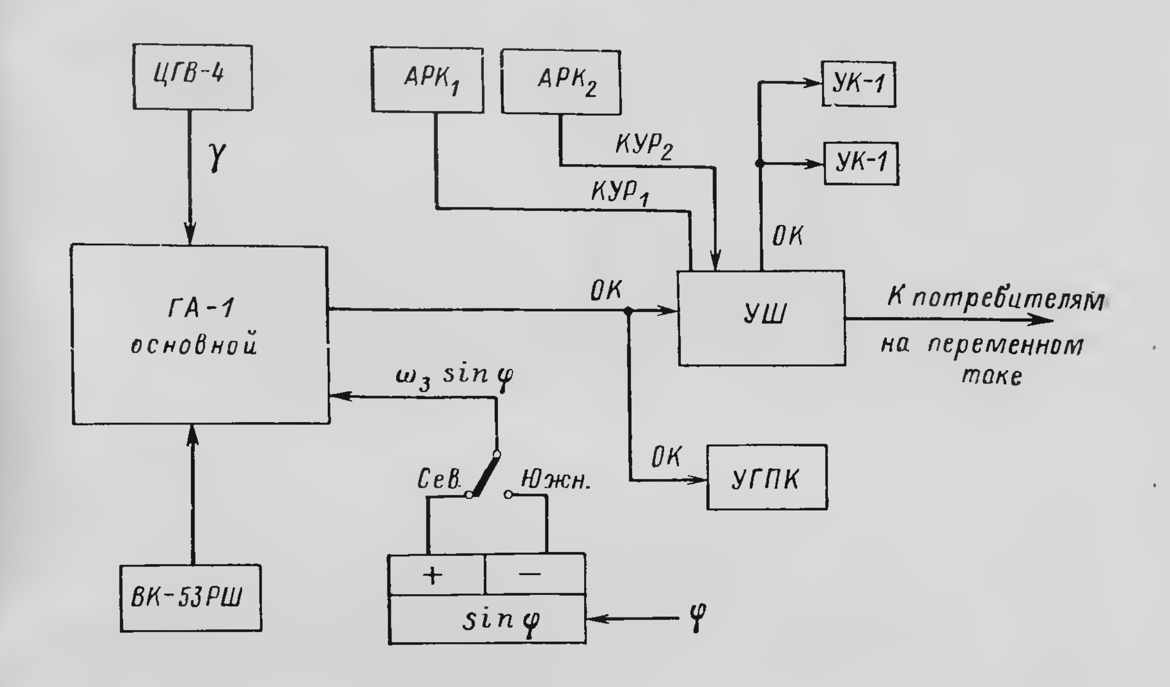


Рис. 9. 20. Функциональная схема КС-6 в режиме ГПК по линии основного гироагрегата:

ОК—ортодромический курс; КУР—курсовой угол радиостанции; γ—крен самолета; φ—географическая широта

Статоры сельсинов соединены так, как показано на рис. 9. 22. У точных сельсинов в два раза больше полюсов, чем у грубых. Напряжение, возникающее в роторных обмотках сельсинов-приемников при одном и том же малом угле рассогласования α_1 сельсинов, больше в точном канале. Это приводит к большему изменению сигнала на выходе роторной обмотки точного сельсина в зависимости от угла рассогласования α_1 сельсинов, а, следовательно, к повышению чувствительности следящей системы при работе у согласованного положения, т. е. к повышению точности работы системы. При больших углах рассогласования α_2 амплитуда сигнала больше в грубом канале. Поэтому при больших углах рассогласования двигателем управляет грубый, а при малых — точный сельсин.

* В настоящее время точный канал в эксплуатируемых КС-6 не задействован.

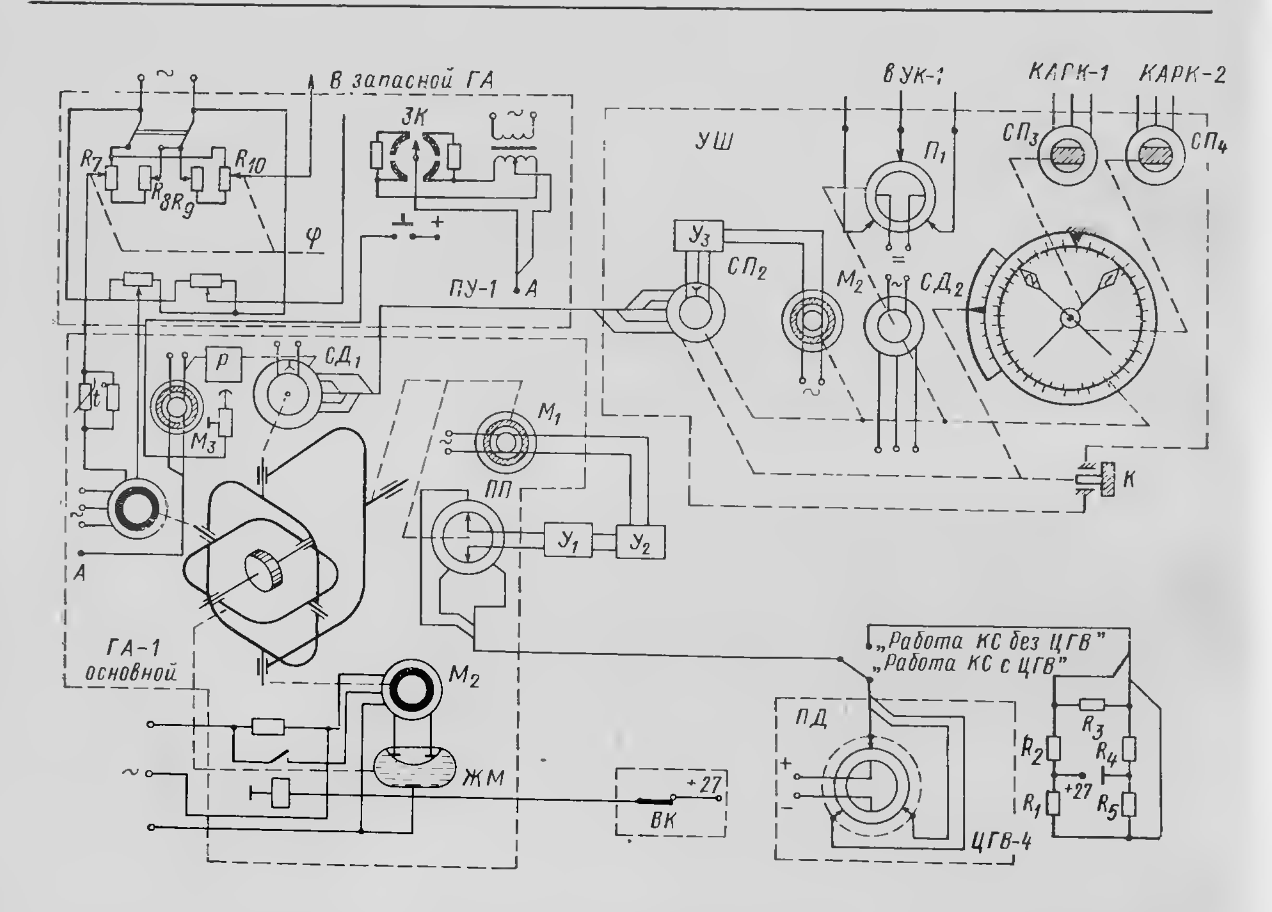
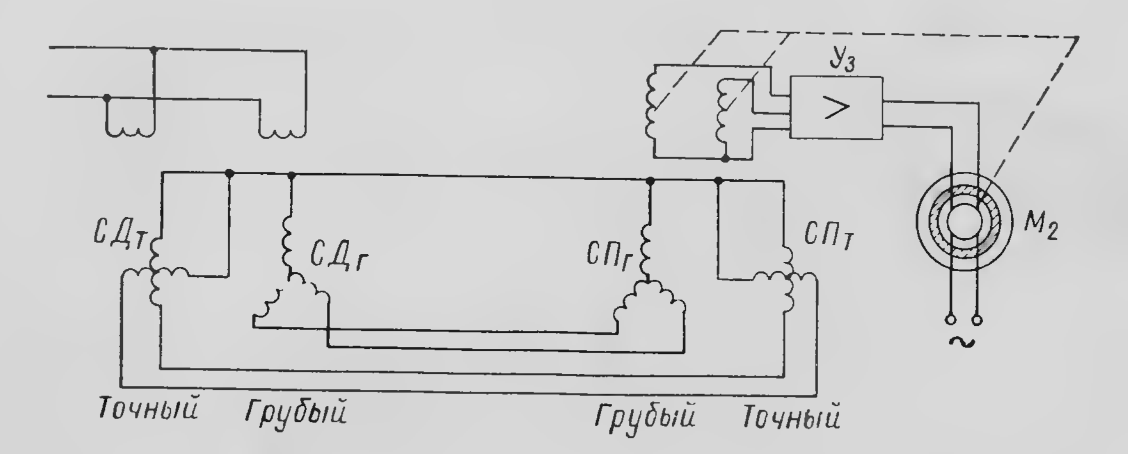


Рис. 9.21. Электромеханическая схема КС-6 в режиме ГПК по линии основного гироагрегата



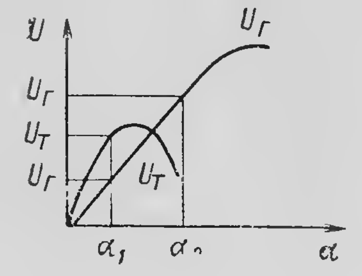


Рис. 9.22. Двухканальная сельсинная следящая система:

$СД_т$ и $СД_г$—сельсины-датчики точного и грубого каналов; $СП_т$ и $СП_г$—сельсины-приемники точного и грубоко каналов; $У_3$—усилитель; M_2—двигатель

Как видно из рис. 9.21, двигатель M_2 связан с подвижной шкалой указателя УШ (рис. 9.23). По неподвижному индексу и подвижной шкале отсчитывается ортодромический курс в режиме ГПК. Одновременно с подвижной шкалой двигатель разворачивает потенциометр $П_1$, питаемый постоянным напряжением ±27 В; сигналы, снимаемые с потенциометра, поступают на указатели типа УК-1, являющиеся повторителями курса УШ. Указатель УК-1 используется в качестве указателя курса пилота. По конструкции и принципу действия УК-1 аналогичен указателям типа УК-3 и УК-4, применяемым в ГИК-1. Указатели УК-1 могут подключаться к астрокомпасу и индицировать вырабатываемый им курс.

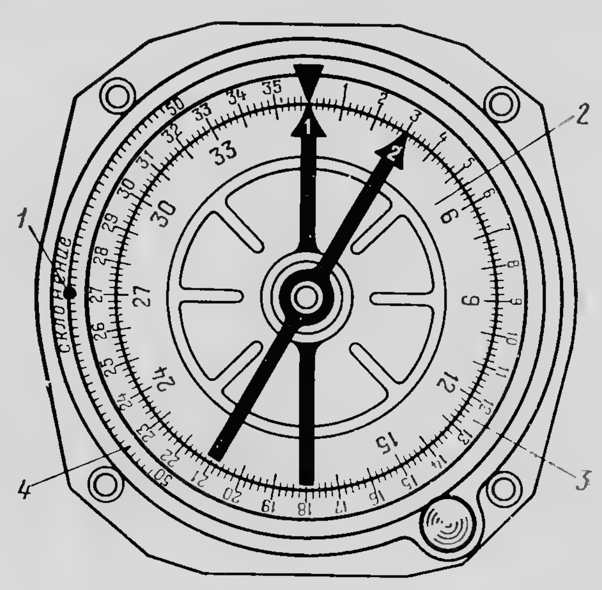


Рис. 9.23. Внешний вид указателя УШ:

1—индекс установки магнитного склонения; *2*—подвижная шкала; *3*—неподвижная шкала; *4*—шкала магнитного склонения

Двигатель M_2 указателя УШ также разворачивает ротор сельсина-датчика $СД_2$, который используется для трансляции курса потребителям на переменном токе.

Указатель штурмана УШ имеет две стрелки «1» и «2», связанные с сельсинами-приемниками $СП_3$ и $СП_4$ радиокомпасов, работающими в индикаторном режиме. Следовательно, по стрелкам «1» и «2» и неподвижной шкале *3* (см. рис. 9.23) можно отсчитывать курсовые углы радиостанций, а по подвижной шкале — пеленги радиостанций относительно ортодромической системы координат.

В УШ имеется кремальера, с помощью которой возможен разворот статора сельсина-приемника $СП_2$, и, следовательно, подвижной шкалы, а также ротора сельсина $СД_2$ и потенциометра $П_1$ (см. рис. 9.21).

Если с помощью кремальеры и индекса установить поправку на схождение меридиана, то по подвижной шкале УШ можно отсчитывать истинный курс.

С основным гироагрегатом используется также указатель типа УГПК, который предназначен для показания курса во всех режимах работы системы. В указателе УГПК имеется подвижная шкала (рис. 9.24), разворачивающаяся с помощью следящей системы, которая состоит из сельсина-приемника и усилителя в самом УГПК и сельсина-датчика гироагрегата $СД_1$. Указатель УГПК применяется в комплекте КС-6 при совместной работе курсовой системы с автопилотом АП-6Е.

На лицевой стороне УГПК имеется кремальера, поворотом которой можно установить заданное значение курса.

Установка заданного курса в КС-6 для режима ГПК осуществляется рукояткой задатчика курса на пульте управления системой (см. рис. 9. 19). При этом напряжение с пульта управления (см. рис. 9. 21) поступает на двигатель M_3 гироагрегата, который через редуктор разворачивает сельсин-датчик $СД_1$. Устанавливаемый курс контролируется по указателю УШ.

Рассмотрим работу курсовой системы КС-6 в режиме ГПК по линии запасного гироагрегата.

Функциональная схема КС-6 в режиме ГПК по линии запасного гироагрегата изображена на рис. 9. 25. Как видно из функциональной схемы, работа курсовой системы в режиме ГПК по линии запасного гироагрегата аналогична работе гироиндукционного компаса ГИК-1.

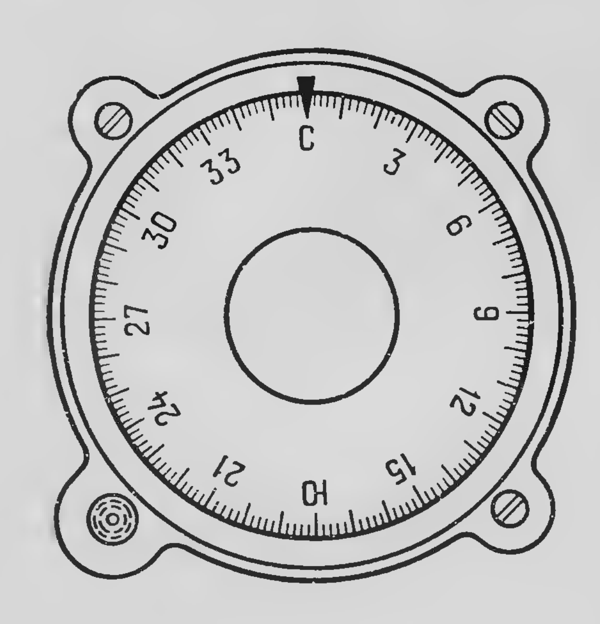


Рис. 9. 24. Лицевая сторона указателя УГПК

По линии запасного гироагрегата курсовая система вырабатывает гиромагнитный курс, который индицируется стрелкой *Г* указателя УГА-1У; стрелка *А* этого же указателя указывает курс, получаемый от дистанционного астрокомпаса (ДАК) через блок связи астрокомпаса с курсовой системой Д-62.

С пульта управления на запасной гироагрегат поступает сигнал $\omega_3 \sin\varphi$, хотя необходимости в компенсации ухода гироскопа от суточного вращения Земли нет, так как гироскоп необходим только для осреднения магнитного курса и запоминания его значения на короткое время во время отключения индукционного датчика на разворотах самолета.

Поскольку принцип работы индукционного компаса нами подробно рассмотрен в разд. 9. 3, а работа курсовой системы в рассматриваемом режиме по линии запасного гироагрегата практически ничем не отличается от работы ГИК, остановимся только на особенностях электромеханической схемы КС-6 (рис. 9. 26).

По этой схеме, так же как в ГИК-1, легко проследить наличие следящих систем: индукционный датчик-коррекционный механизм ИД-КМ; коррекционный механизм-гироагрегат КМ-ГА; гироагрегат-указатель ГА-УГА-1У (стрелка *Г*). Кроме того, имеются следящие системы: астрономический компас-переходной блок Д-62-указатель (АК-Д-62-УГА-1У стрелка *А*).

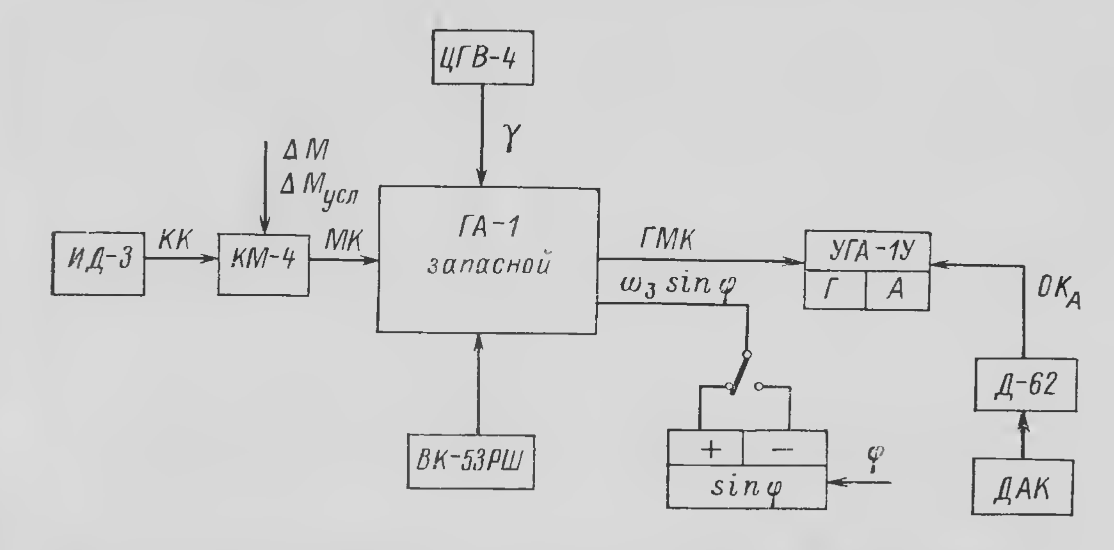


Рис. 9. 25. Функциональная схема КС-6 в режиме ГПК по линии запасного гироагрегата:

КК—компасный курс; ΔM—магнитное склонение; $\Delta M_{усл}$—условное магнитное склонение; ГМК—гиромагнитный курс; $ОК_а$—ортодромический или истинный курс астрокомпаса; φ—географическая широта; γ—крен

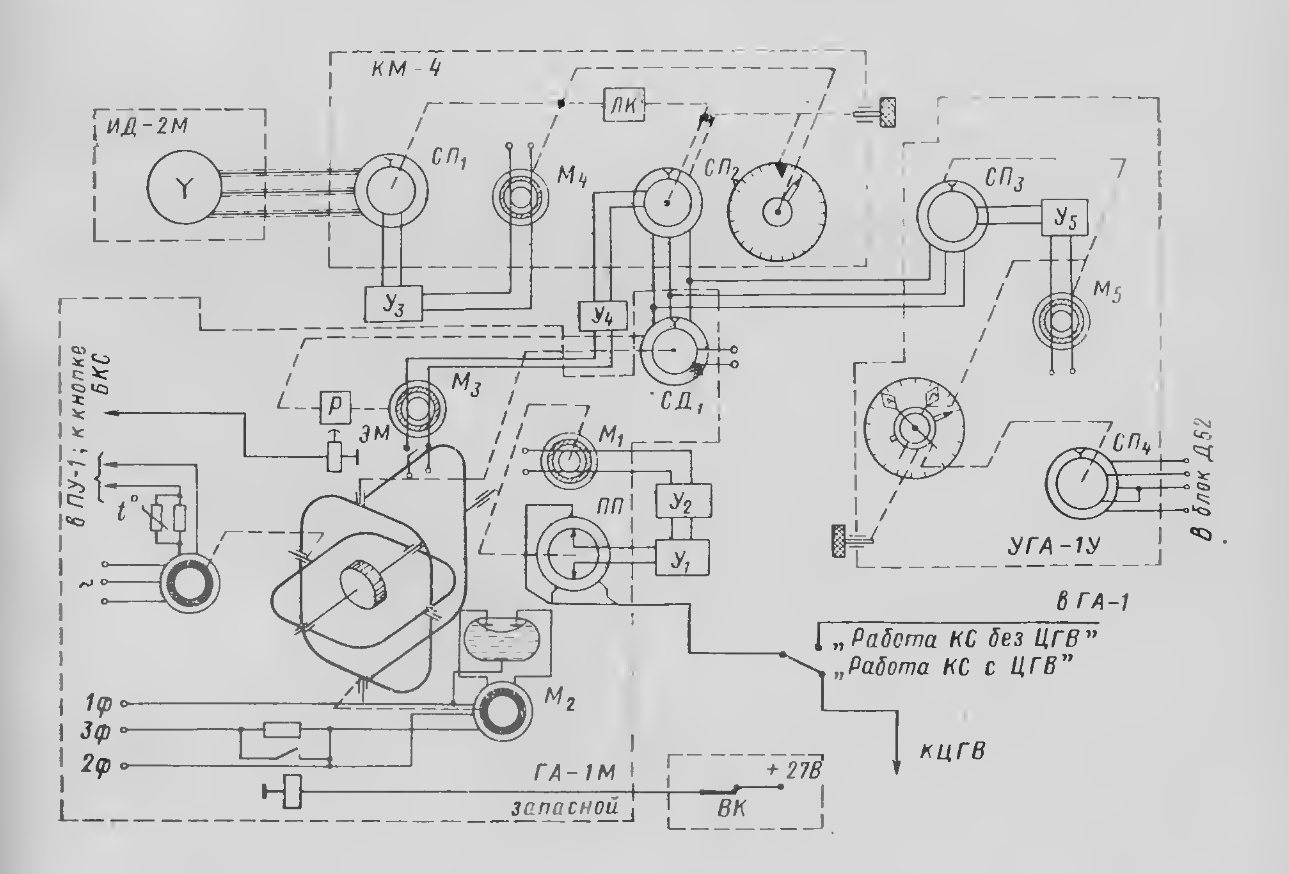


Рис. 9. 26. Электромеханическая схема КС-6 в режиме ГПК по линии запасного гироагрегата

Первая следящая система ИД-КМ служит для преобразования электрического сигнала индукционного датчика в угол поворота вала двигателя и для связи индукционного датчика с курсовым гироскопом. Следящая система состоит из следующих элементов: индукционного датчика, сельсина $СП_1$, усилителя $У_3$ и двигателя $М_4$. Сельсин-приемник $СП_1$ и двигатель $М_4$ расположены в коррекционном механизме.

В курсовой системе КС-6 применяется индукционный датчик типа ИД-2М, который отличается от датчика типа ИД, используемого в ГИК-1, только конструктивным выполнением.

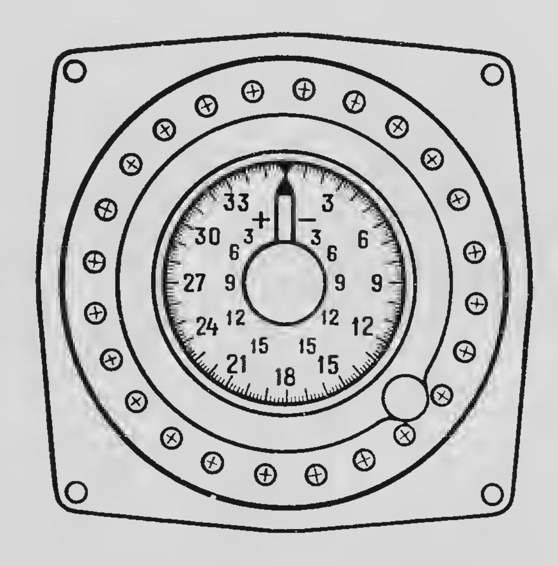


Рис. 9.27. Лицевая сторона коррекционного механизма

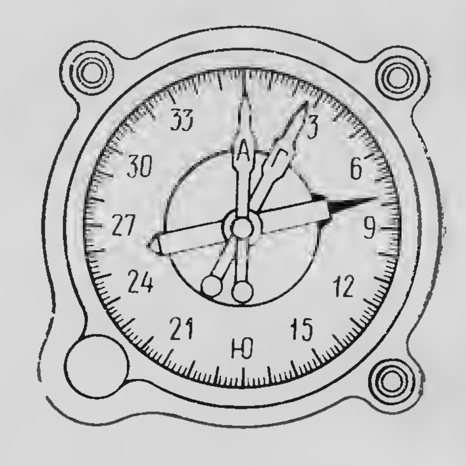


Рис. 9.28. Лицевая сторона указателя УГА-1У

Коррекционный механизм типа КМ-4 служит для связи индукционного датчика с гироагрегатом, для уничтожения магнитной четвертной девиации и для введения в систему магнитного склонения и условного магнитного склонения.

Двигатель $М_4$ следящей системы ИД-КМ разворачивает, кроме ротора сельсина-приемника $СП_1$, ротор сельсина-приемника $СП_2$ через лекальный корректор; поэтому ротор сельсина-приемника $СП_2$ разворачивается двигателем на магнитный курс со скомпенсированной четвертной магнитной и полукруговой девиацией: полукругровая девиация компенсируется девиационным прибором индукционного датчика, а четвертная — лекальным корректором. Имеющаяся в коррекционном механизме стрелка (рис. 9.27) разворачивается двигателем $М_4$ без участия лекального корректора, поэтому стрелка коррекционного механизма показывает компасный курс с уже скомпенсированной полукруговой девиацией.

В случае необходимости коррекционный механизм позволяет ввести в курсовую систему величины $\Delta М$ и $\Delta М_{усл}$ поворотом кремальеры, при этом разворачивается статор сельсина $СП_2$, и по шкале КМ-4 перемещается треугольный индекс. Естественно, что величины $\Delta М$ и $\Delta М_{усл}$ участвуют в формировании курса, который показывает стрелка *Г* указателя УГА-1У.

Следящая система КМ-ГА состоит из сельсина $СП_2$, расположенного в коррекционном механизме; сельсина $СД_1$, ротор которого связан с внешней осью карданова подвеса гироскопа, а статор может разворачиваться через редуктор двигателем $М_3$, управляемым усилителем $У_4$.

Принцип работы системы КМ-ГА рассмотрен в разд. 9.2. Напомним только, что эта система предназначена для осреднения магнитного курса, т. е. выработки гиромагнитного курса.

Следящая система ГА-УГА-1У стрелка *Г* (см. рис. 9.26) предназначена для трансляции гиромагнитного курса от гироагрегата на стрелку *Г* указателя УГА-1У. Следящая система состоит из сельсина-датчика $СД_1$ гироагрегата, сельсина-приемника $СП_3$ указателя, усилителя $У_5$ и двигателя $М_5$, который связан со статором сельсина $СП_3$ и стрелкой *Г* указателя.

В режиме ГПК стрелка *А* указателя УГА-1У (рис. 9.28) индицирует курс, который вырабатывает астрокомпас: истинный или ортодромический. Трансляция курса от астрокомпаса производится через переходный блок Д-62, с которым связан сельсин-приемник $СП_4$, работающий в индикаторном режиме. Ротор $СП_4$ соединен со стрелкой *А*.

В указателе УГА-1У имеется кремальера, расположенная на лицевой стороне прибора, с помощью которой, а также задатчика курса, представляющего собой толстую стрелку, можно установить необходимый курс.

При разворотах самолета, как известно, индукционный магнитный датчик имеет большие погрешности, поэтому он отключается от гироагрегата. Управляет этим отключением выключатель коррекции ВК-53РШ. Отключение производится снятием питания с обмотки возбуждения двигателя $М_3$ в гироагрегате. На виражах отключается также и горизонтальная коррекция гироскопа.

После длительного разворота с большим креном, когда восстановятся цепи коррекции, начнется согласование следящей системы КМ-ГА, которое происходит с малой скоростью. При нажатии кнопки быстрого согласования срабатывает электромагнитная муфта в гироагрегате, которая изменяет передаточное отношение редуктора с 1 200 000 до 5000, причем скорость согласования при этом составляет примерно 10 град/с.

В случае необходимости можно поменять функции гироагрегатов. Для этого на пульте управления переключатель «Осн.-Зап.» следует поставить в положение «Запасной», тогда основной гироагрегат будет соединен с коррекционным механизмом, с указателем УГА-1У, указателем УГПК и будет работать в режиме магнитной коррекции. Запасной гироагрегат при этом будет работать в режиме ГПК и выдавать ортодромический курс на указатель штурмана УШ.

9.4.2. Режим магнитной коррекции (МК)

Этот режим задается на пульте управления установкой переключателя рода работы системы в положение «МК».

Если переключатель «Осн.-Зап.» стоит в положении «Основной», то основной гироагрегат будет связан с индукционным датчиком через коррекционный механизм и будет индицировать на указателе штурмана УШ и его повторителях УК-1 гиромагнитный курс. Гиромагнитный курс будет показывать также и указатель УГПК и стрелка Г указателя УГА-1У.

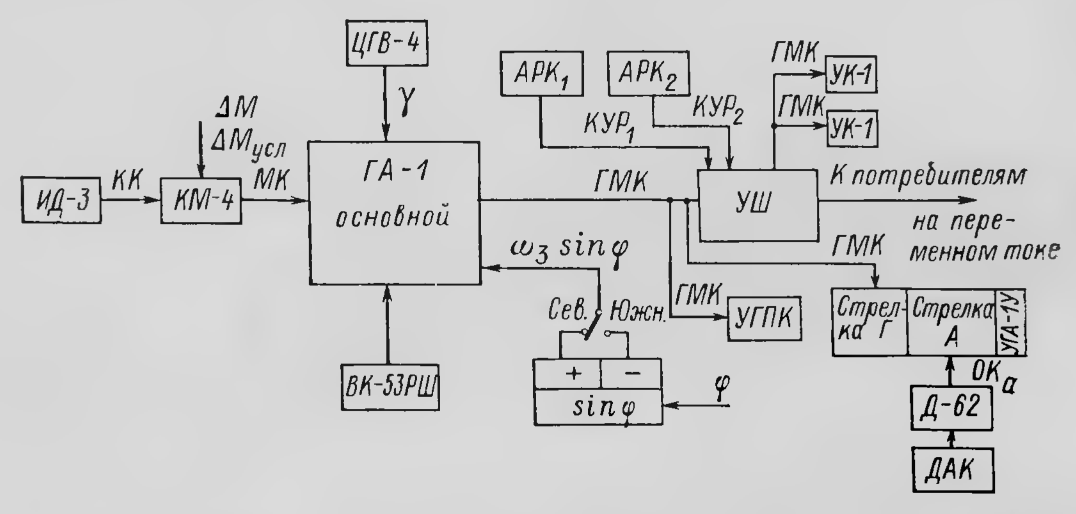


Рис. 9. 29. Функциональная схема курсовой системы КС-6 в режиме МК по линии основного гироагрегата:

КК—компасный курс; МК—магнитный курс; ГМК—гиромагнитный курс; ΔM—магнитное склонение; $\Delta M_{усл}$—условное магнитное склонение; γ—крен; КУР₁, КУР₂—курсовые углы радиостанций; $ОК_{\alpha}$—ортодромический или истинный курс астрокомпаса; φ—географическая широта

Из функциональной схемы (рис. 9.29) видно, что работа системы в режиме МК по линии основного гироагрегата по существу ничем не отличается от работы курсовой системы в режиме ГПК по линии запасного гироагрегата. Только в режиме МК гиромагнитный курс индицируется на указателе штурмана УШ по подвижной шкале и неподвижному индексу, а стрелки АРК *1, 2* по подвижной шкале показывают магнитные пеленги радиостанций.

Запасной гироагрегат в режиме МК работает как гирополукомпас, но не имеет потребителей. В некоторых курсовых системах КС-6 поздних выпусков запасной гироагрегат подключается к стрелке *Г* указателя УГА-1У, которая индицирует в этом случае ортодромический курс от основного гироагрегата.

Если переключатель «Осн.-Зап.» на пульте управления системой установить в положение «Запасной», то к индукционному датчику и указателям, кроме УГПК, будет подключен запасной гироагрегат, который и будет вырабатывать гиромагнитный курс.

Основной гироагрегат будет работать в режиме ГПК, находясь в горячем резерве, т. е. он готов к включению в любое время.

9.4.3. Режим астрокоррекции (АК)

Режим астрокоррекции задается на пульте управления установкой переключателя рода работы системы в положение АК и установкой тумблера управления астрокомпасом в положение «КС». Тумблер располагается обычно рядом с пультом управления курсовой системой (см. рис. 9.19).

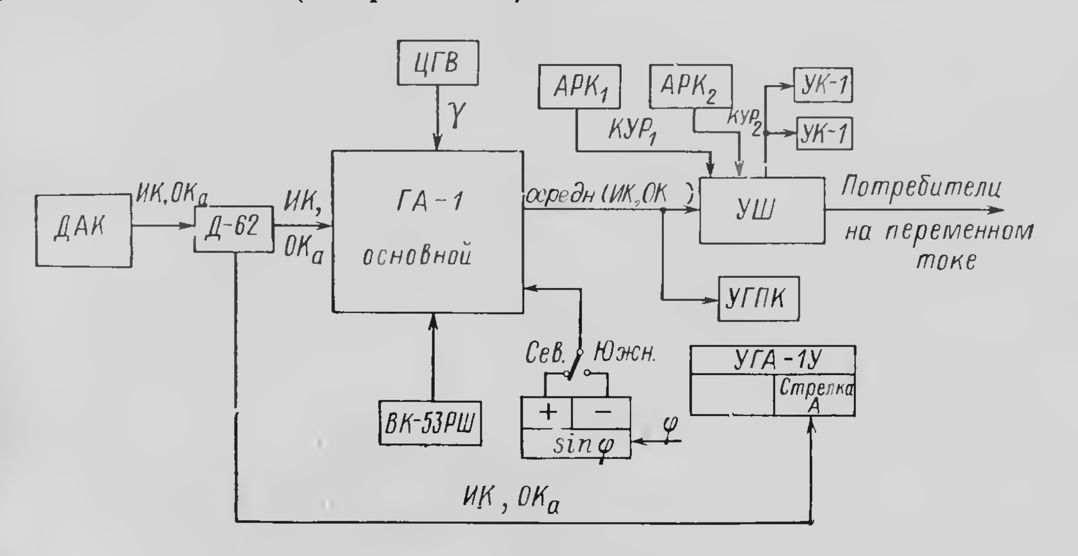


Рис. 9. 30. Функциональная схема курсовой системы КС-6 в режиме АК по линии основного гироагрегата:

ИК, ОК—осредненные истинные и ортодромические курсы астрокомпаса; ДАК—дистанционный астрокомпас

В режиме АК по линии основного гироагрегата курсовая система (рис. 9.30) работает так же, как в режиме магнитной коррекции по линии основного гироагрегата, с той лишь разницей, что в качестве корректирующего устройства используется дистанционный астрокомпас типа ДАК вместо индукционного датчика.

В режиме АК подвижная шкала УШ индицирует истинный или ортодромический курсы, осредненные с помощью гироагрегата, то же самое показывает и шкала УГПК.

Стрелка *А* указателя УГА-1У индицирует тот курс, который вырабатывает ДАК без участия гироагрегата.

Запасной гироагрегат в режиме АК работает точно так же, как в режиме ГПК по линии запасного гироагрегата (см. рис. 9.25). Стрелка *Г* указателя УГА-1У показывает в этом режиме гиромагнитный курс.

9.4.4. Основные технические данные и летная эксплуатация курсовой системы КС-6

В курсовую систему КС-6 входят следующие элементы:

Индукционный датчик ИД-3 или ИД-2М 1
Коррекционный механизм КМ-4 2-й серии 1
Гироагрегат ГА-1М 2

8 1600

Указатель штурмана УШ 2-й серии	1
Указатель курса УК-1	2
Указатель курса УГА-1У 3-й серии	1
Указатель УГПК	0÷2
Усилитель У-11	1
Пульт управления ПУ-1	1
Блок реле БР-1 2-й серии	1

Основные технические данные курсовой системы

Погрешность в определении гиромагнитного курса по указателям, град:	
УШ	±1,5
УГА-1У	±2
Погрешность в определении КУР указателем УШ, град:	
по стрелке *1*	±1,5
по стрелке *2*	±2,5
Погрешность выдачи сигналов курса потребителям, град:	
с сельсинов в УШ	±1,5
с потенциометра УШ	±2
Дополнительная погрешность на каждую минуту разворота самолета, град	0,15
Допустимый уход гироскопа за 30 мин в режиме ГПК, град	±1
Скорость согласования:	
нормальная, град/мин	2÷5
большая, град/с	10
Время готовности, мин	не более 5
Напряжение источников питания, В:	
трехфазного тока	36±5%; 400 Гц±2%
однофазного	45±10%; 400 Гц;
постоянного	27±10%
Потребляемая мощность:	
переменного тока, ВА	300
постоянного тока, Вт	500
Масса комплекта, кг	51,5

При подготовке курсовой системы к полету нужно проверить ее функционирование. Для этого кремальерой коррекционного механизма установить с помощью треугольного индекса значение ±15°, поставить систему в режим ГПК и по стрелке *Г* указателя УГА-1У проверить скорость согласования следящей системы — она должна быть 2—5 град/мин. При этом проверяется функционирование следящих систем КМ-ГА, ГА-УГА-1У (стрелка *Г*). Нажав кнопку быстрого согласования, проверяют большую скорость согласования, для этого кремальерой коррекционного механизма предварительно вводят рассогласование порядка 150—180°. Большая скорость согласования не должна быть менее 10 град/с.

Следящие системы КМ-ГА, ГА-УШ, УШ-УК проверяют аналогичным образом, только устанавливают режим МК, контролируя отработку рассогласования по указателям УШ, УК. К сожалению, проверить функционирование следящей системы ИД-КМ без разворота самолета в КС-6 не представляется возможным.

Существенно влияет на точность навигации правильность начальной выставки курсовой системы, т. е. установки исходного кур-

са. Выставка начального курса может осуществляться различными способами, наиболее распространенными из которых являются: способ магнитной коррекции, способ астрокоррекции и по путевому углу взлетно-посадочной полосы.

При использовании ортодромического способа самолетовождения необходимо установить режим работы системы ГПК; задатчиком курса с пульта управления привести показания УШ в соответствие с показаниями стрелки *Г* указателя УГА-1У. Следует помнить, что так поступают, если самолет находится на опорном меридиане или отстоит от него не более чем на 0,5° долготы и в средних географических широтах, где напряженность горизонтальной составляющей магнитного поля Земли больше 0.06 Э.

Ортодромический курс можно устанавливать по путевому углу средней линии взлетно-посадочной полосы, который должен быть известен точно. Для этого устанавливают самолет возможно точнее по оси ВПП. В режиме ГПК устанавливают шкалу УШ на путевой угол ВПП. Следует учитывать, что ошибка в ориентации продольной оси самолета относительно средней линии ВПП полностью входит в установленный курс.

При использовании астрономического способа начальной выставки курса можно, установив режим работы системы ГПК, задатчиком курса с пульта управления привести показания УШ в соответствие с показаниями стрелки *А* указателя УГА-1У. В этом случае на УШ будет выставлен истинный курс точки установки курса.

В полете необходимо следить за своевременной установкой широт пролетаемого места и в режиме ГПК периодически исключать накопившуюся погрешность от собственного ухода гироскопа. Для этого курсовую систему переключают в режим МК или АК, в которых и происходит коррекция уходов. Основанием для переключения системы с режима ГПК в режим МК или АК является рассогласование между показателями УШ и стрелки *Г* указателя УГА-1У более ±4°. Естественно, что для такого сравнения необходимо гиромагнитный курс стрелки *Г* привести к ортодромическому курсу путем введения на коррекционном механизме условного магнитного склонения для точки, в которой производится сравнение показаний ортодромических курсов УШ и стрелки *Г*. При сравнении ортодромических курсов УШ и стрелки *А* указателя УГА-1У при рассогласовании в 1+2° необходимо переключать систему под коррекцию. Индикация курсов в системе КС-6 в зависимости от режима работы сведена в табл. 9. 2.

Примечания. 1. Таблица составлена при магнитном склонении на указателе УШ $\Delta M = 0$.

2. В режиме МК при нулевом положении индекса склонений на коррекционном механизме и при введении на УШ величины ΔM подвижная шкала показывает ИК. Стрелки *1* и *2* УШ в этом случае по подвижной шкале показывают ИПР.

3. В некоторых модификациях КС-6 в режиме МК стрелка *Г* указателя УГА-1У при положении переключателя «Основной запасной» в положение «Основной» индицирует ортодромический курс от запасного гироагрегата.

8*

Таблица 9.2

Положение органов управления на пульте: Режим работы	Тумблер „Основной" „Запасной"	Величина, вводимая на коррекционном механизме	Курсы по указателям: УГА-1У, по стрелкам: Г	УГА-1У, по стрелкам: А	УШ: По подвижной шкале	УШ, по шкалам стрелок 1 и 2: Неподвижной	УШ, по шкалам стрелок 1 и 2: Подвижной	По стрелке КМ	Потребители
ГПК	„Основной"	0	ГМК	ИК′ или ОК′	ОК	КУР	ОПР	КК	ОК
		ΔM	ИК						
		ΔMусл	ОК						
	„Запасной"	0	ГМК						
		ΔM	ИК						
		ΔMусл	ОК						
МК	„Основной"	0	ГМК	ИК′ или ОК′	ГМК	КУР	МПР	КК	ГМК
		ΔM	ИК		ИК		ИПР		ИК
		ΔMусл	ОК		ОК		ОПР		ОК
	„Запасной"	0	ГМК		ГМК		МПР		ГМК
		ΔM	ИК		ИК		ИПР		ИК
		ΔMусл	ОК		ОК		ОПР		ОК
АК	„Основной"	0	ГМК	ИК′ или ОК′	ИКа или ОКа	КУР	ИПР или ОПР	КК	ИКа или ОКа
		ΔM	ИК						
		ΔMусл	ОК						
	„Запасной"	0	ГМК						
		ΔM	ИК						
		ΔMусл	ОК						

Условные обозначения:

0 — нуль; ΔM — магнитные склонения; ΔMусл — условное магнитное склонение; ГМК — гиромагнитный курс; ИК — истинный курс; ОК — ортодромический курс, ИК′ и ОК′ — истинный и ортодромический курсы астрокомпаса (неосредненные); КУР — курсовой угол радиостанции; ОПР — относительный пеленг радиостанции; (относительно ортодромической системы координат); МПР — магнитный пеленг радиостанции; ИПР — истинный пеленг радиостанции; КК — компасный курс; ИКа, ОКа — истинный и ортодромические курсы астрокомпаса.

9.5. КУРСОВАЯ СИСТЕМА ТКС-П И ЕЕ ЛЕТНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Точная курсовая система типа ТКС-П обладает более высокой точностью измерения курса, чем системы КС-6, ГМК-1Г, ГИК-1 и др., используемые в гражданской авиации. Система ТКС-П устанавливается на самолете Ил-62, Ту-154 и др.

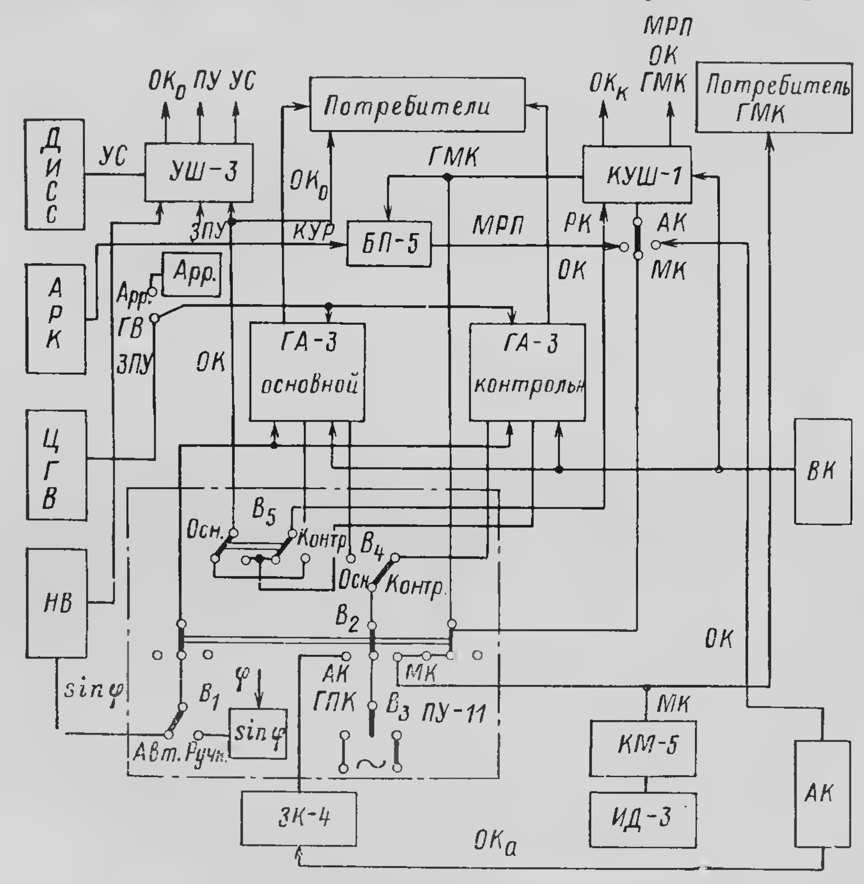


Рис. 9.31. Общая функциональная схема курсовой системы ТКС-П:

ДИСС—доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса; АРК—автоматический радиокомпас; ЦГВ—центральная гировертикаль; НВ—навигационный вычислитель; ВК—выключатель коррекции; АК—астрокомпас; УШ-3—указатель штурмана; КУШ-1—контрольный указатель штурмана; БП-5—блок пеленгов; ГА-3—гироагрегат; КМ-5—коррекционный механизм; ИД-3—индукционный датчик; ЗК-4—задатчик курса; ПУ-11—пульт управления

Курсовая система ТКС-П представляет собой совокупность магнитного, гироскопического, радиотехнического и астрономического измерителей курса самолета.

Для обеспечения работы ТКС-П необходимо иметь на борту самолета:

гировертикаль (ЦГВ-10, ТВГ, АГД-1), выдающую в курсовую систему отклонение самолета по крену;

доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса (ДИСС), снабжающий систему значением угла сноса (УС);

автоматический радиокомпас (АРК), определяющий курсовые углы радиостанций;

выключатель коррекции (ВК-53РШ), производящий определенные переключения в системе на развороте самолета;

дистанционный астрокомпас (ДАК-ДБ-5В) или звездно-солнечный ориентатор (ЗСО), измеряющий истинный или ортодромический курс.

Если на самолете установлен навигационный вычислитель НВ, то в курсовую систему от него поступают заданный путевой угол ЗПУ и сигнал, пропорциональный $\omega_З \sin\varphi$, где φ — текущая географическая широта пролетаемого места.

Из функциональной схемы ТКС-П (рис. 9.31) видно, что она сложнее схемы КС-6 как по количеству элементов, используемых в системе, так и по функциональным связям.

Назначение курсовой системы ТКС-П:

— определение и индикация ортодромического, истинного и гиромагнитного курсов;

— выдача сигнала курса потребителям;

— индикация пеленга радиостанций при совместной работе с АРК;

— индикация заданного путевого угла (ЗПУ) при совместной работе с навигационным вычислителем;

— индикация угла сноса и текущего путевого угла (ПУ) при совместной работе с ДИСС.

Курсовая система ТКС-П может работать в одном из следующих режимов: гирополукомпаса (ГПК), магнитной коррекции (МК), астрокоррекции (АК), курсозадатчика (ЗК).

Принцип работы ТКС-П такой же, как и КС-6, т. е. при измерении курса используется комплексирование компасов, основанных на различных физических принципах с целью максимального извлечения их преимуществ и взаимной компенсации погрешности измерителей.

В ТКС-П применены некоторые схемные и конструктивные решения, позволяющие существенно повысить точность работы системы в целом, а особенно в режиме ГПК.

9.5.1. Повышение точности работы системы ТКС-П в режиме ГПК

Как известно, точность работы курсового гироскопа существенно зависит от его собственных уходов в азимуте. Собственный уход гироскопа в азимуте (вокруг внешней оси карданова

подвеса) определяется моментами, действующими по внутренней оси карданова подвеса. Наибольшую часть моментов, действующих на гироскоп, составляют моменты трения в осях карданова подвеса, поэтому их уменьшение, естественно, повышает точность работы гироскопа.

Моменты трения по внутренним осям карданова подвеса в гироагрегатах ГА-3 курсовой системы ТКС-П уменьшаются с помощью специальных «вращающихся» подшипников. Принцип работы такого подшипникового узла рассмотрен в разд. 2.7.

Как было показано в разд. 7.4, чтобы гироскоп с тремя степенями свободы и горизонтальным кинетическим моментом мог измерять на самолете ортодромический курс, необходимо компенсировать скорость его ухода, зависящую от суточного вращения Земли. С этой целью в ГПК-52 и КС-6 гироскоп заставляют прецессировать со скоростью, равной $\omega_З \sin\varphi$, причем широта места, над которым пролетает самолет, вводится вручную с пультов управления этих устройств. Однако из-за неточного знания широты места и грубых шкал широтных потенциометров географическая широта вводится с ошибкой, что, естественно, приводит к погрешностям приборов.

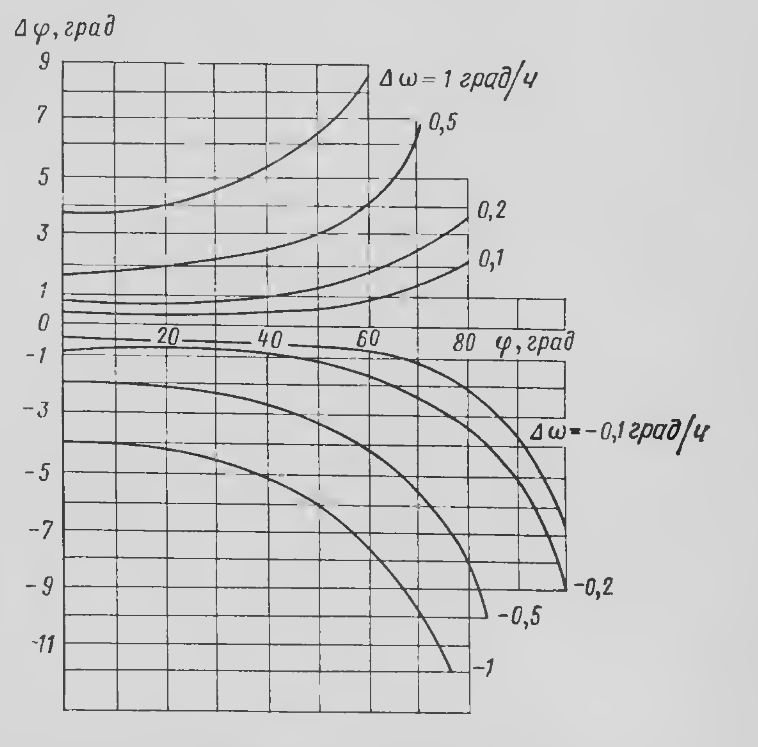


Рис. 9.32. Графики погрешностей курсового гироскопа от неточного ввода широты места: φ—широта места; Δφ—погрешность ввода широты; Δω—погрешность от неточного ввода широты

На рис. 9.32 приведен график, показывающий, какую дополнительную ошибку имела бы курсовая система в измерении ортодромического курса при работе в режиме ГПК, если бы широта места вводилась неточно.

Расчеты показыват, что для того чтобы дополнительная погрешность была не более 0,1 град/ч при современных скоростях полета, необходимо широту места вводить с точностью до 0,3°, т. е. через каждые 4÷5 мин полета, что может быть осуществлено только автоматически. Поэтому в курсовой системе ТКС-П предусмотрен режим работы, при котором величина $\omega_З \sin\varphi$ вводится в систему от навигационного вычислителя.

Кроме того, с целью повышения точности введения коррекции на компенсацию суточного вращения Земли в системе использу-

ется не прецессия гироскопа, вызываемая коррекционным двигателем, расположенным на внутренней оси карданова подвеса, как в КТ-6, а специальная схема широтной коррекции, представляющая собой интегрирующий привод.

Как известно, скорость прецессии гироскопа под действием прикладываемого момента равна

$$\omega = M/H, \qquad (9.12)$$

где M — прикладываемый момент; H — кинетический момент.

Следовательно, при изменении величины кинетического момента, например, из-за различной скорости вращения ротора, обусловленной колебаниями частоты трехфазного тока 36В, изменяется скорость прецессии гироскопа, что приводит к ошибке в компенсации суточного вращения Земли.

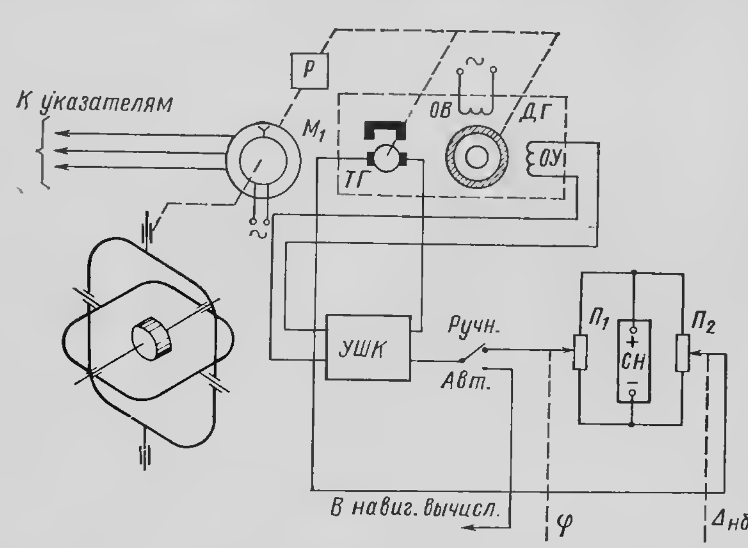


Рис. 9.33. Электромеханическая схема широтной коррекции:

$П_1$—широтный потенциометр; $П_2$—потенциометр небаланса; СН—источник стабилизированного напряжения постоянного тока; ДГ—двигатель-генератор; ОУ—обмотка управления двигателя-генератора; ОВ—обмотка возбуждения двигателя; ТГ—тахогенератор

При безмоментной широтной коррекции изменение кинетического момента не влияет на точность осуществления коррекции.

Схема формирования величины $\omega_з \sin\varphi$ интегрирующим приводом представлена на рис. 9.33.

Значение широты места при ручном вводе широты задается на пульте управления курсовой системой с помощью рукоятки φ, отсчет установленной широты производится по шкале «Широта φ» (рис. 9.34). Если курсовая система работает с навигационным числителем, то тумблер «Авт. Ручн.» ставится в положение «Авт.» и величина $\omega_з \sin\varphi$ поступает из навигационного вычислителя.

При ручном вводе широты с движка потенциометра $П_1$ снимается напряжение $U_1 = k_1\omega_з \sin\varphi$, а с потенциометра $П_2$ — напряжение $U_2 = k_2\Delta_{нб}$, где k_1 и k_2 — коэффициенты пропорциональности.

Напряжение U_2 пропорционально постоянной составляющей собственного ухода гироскопа. Величина $\Delta_{нб}$ устанавливается поворотом двух подстроечных потенциометров своего для каждого гироагрегата.

Таким образом, на вход усилителя УШК поступает сумма напряжений U_1 и U_2:

$$U_3 = U_1 + U_2 = k_1\omega_з \sin\varphi + k_2\Delta_{нб}. \qquad (9.13)$$

Напряжение U_3 через усилитель УШК попадает на управляющую обмотку двигателя-генератора, который и приводит во вращение ротор тахогенератора. Напряжение, снимаемое с тахогенератора, как известно, зависит от скорости вращения его ротора. Следовательно,

$$U_{ТГ} = k_{ТГ}\frac{d}{dt}\alpha, \qquad (9.14)$$

где α — угол поворота ротора; $k_{ТГ}$ — коэффициент пропорциональности.

Напряжение тахогенератора включено встречно напряжению, снимаемому с потенциометров $П_1$ и $П_2$, поэтому скорость вращения двигателя будет постоянной при условии

$$U_{ТГ} = U_3;\; k_{ТГ}\frac{d}{dt}\alpha = k_1\omega_з \sin\varphi + k_2\Delta_{нб}. \qquad (9.15)$$

Другими словами, двигатель вращается со скоростью, пропорциональной подводимому напряжению, а угол поворота его вала равен

$$\alpha = \frac{1}{k_{ТГ}}\int (k_1\omega_з \sin\varphi + k_2\Delta_{нб})\,dt. \qquad (9.16)$$

Так как двигатель-генератор связан со статором сельсина M_1, ротор которого жестко закреплен на оси внешней рамы карданова подвеса гироскопа, то разворот статора сельсина относительно гироскопа будет происходить со скоростью

$$\dot{\alpha} = \omega_з \sin\varphi + \Delta_{нб}.$$

Таким образом, в ТКС-П вводится широтная коррекция. Точность работы этой системы целиком зависит, при достаточном коэффициенте усиления усилителя, от линейности и стабильности характеристики тахогенератора. Характеристики тахогенератора не зависят от напряжения питания, так как магнитное поле тахогенератора создается постоянным магнитом. Питающее же напряжение потенциометров стабилизировано.

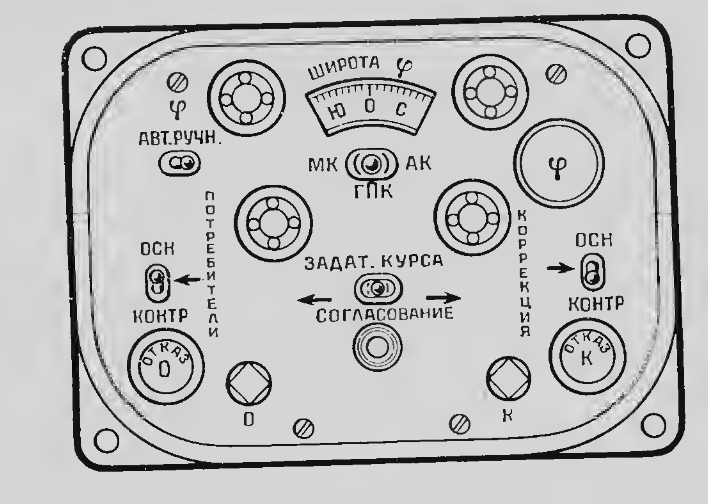


Рис. 9.34. Лицевая сторона пульта управления ПУ-11

Следует заметить, что при среднем положении движка потенциометра $П_1$ напряжение, снимаемое с него, равно нулю и соответствует нулевой географической широте. Следовательно, переключатель «Север — Юг» не нужен.

Горизонтальная коррекция гироагрегатов ТКС-П отличается от коррекции ГИК-1 и КС-6. Вместо электролитического жидкостного маятника используется емкостный дифференциальный маятниковый датчик, включенный в схему моста (рис. 9.35). Статорные пластины датчика подвешены в виде маятников на внешней раме карданова подвеса и соединены с обмотками трансформатора. Роторная обмотка датчика соединена механически с осью внутренней рамы карданова подвеса и электрически — со входом усилителя горизонтальной коррекции ГКУ.

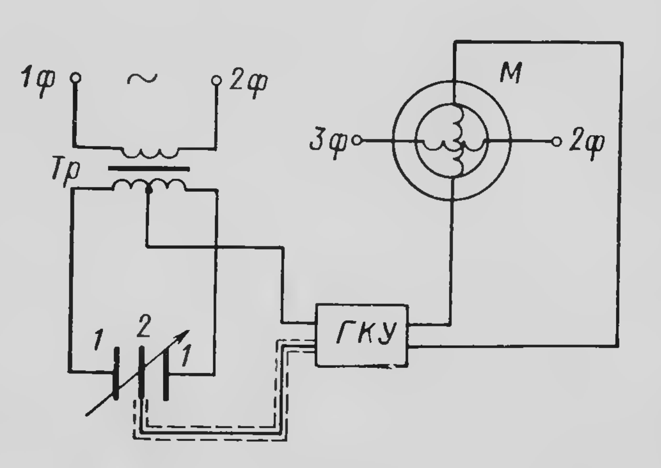


Рис. 9. 35. Схема горизонтальной коррекции:

Тр—трансформатор; 1—статорные пластины емкостного датчика (маятника); 2—роторная пластина емкостного датчика; ГКУ—усилитель горизонтальной коррекции; М—коррекционный двигатель

Образующийся электрический мост сбалансирован, если собственная ось вращения гироскопа лежит в горизонтальной плоскости. Если собственная ось гироскопа в силу каких-либо причин отклоняется от плоскости горизонта, то взаимное расположение статорных пластин конденсатора изменяется, так как они являются маятниками. При этом изменяется сопротивление плеч моста, и на вход усилителя ГКУ поступает сигнал. Усиленный сигнал поступает на обмотку управления коррекционного двигателя, жестко связанного с осью внешней рамы карданова подвеса. Гироскоп под действием момента двигателя прецессируя восстанавливает горизонтальное положение своей оси и балансирует мост. Такая система коррекции работает надежнее и точнее благодаря высокой чувствительности усилителя ГКУ.

9.5.2. Режим гирополукомпаса (ГПК)

Основной режим работы ТКС-П, при котором определяется ортодромический курс,— режим гирополукомпаса. В курсовой системе два абсолютно одинаковых гироагрегата, которые условно называются «Основной» и «Контрольный».

В режиме ГПК оба гироагрегата работают как гирополукомпасы, получая коррекцию на величину $\omega_3 \sin \varphi$ от навигационного вычислителя или от пульта управления в зависисмоти от положения переключателя на пульте управления. Так же, как и в КС-6, внешняя ось карданова подвеса гироагрегатов стабилизируется в вертикальном положении по крену дополнительной рамой, управляемой от ЦГВ.

Рассмотрим работу системы в режиме ГПК по линиям указателя штурмана УШ-3 и контрольного указателя КУШ-1.

Ортодромический курс, вырабатываемый основным гироагрегатом, индицируется стрелкой *К* на указателе УШ-3, при этом тумблер «Осн.-Контр.» на пульте управления должен стоять в положении «Основной».

Внешний вид указателя УШ-3 изображен на рис. 9.36. Как видно из рис. 9.36, на лицевой стороне прибора имеются три светящихся табло: «МК», «ГПК», «АК», их назначение — помочь экипажу определить, какой курс в данный момент показывает стрелка *К*. В режиме гирополукомпаса включено световое табло «ГПК».

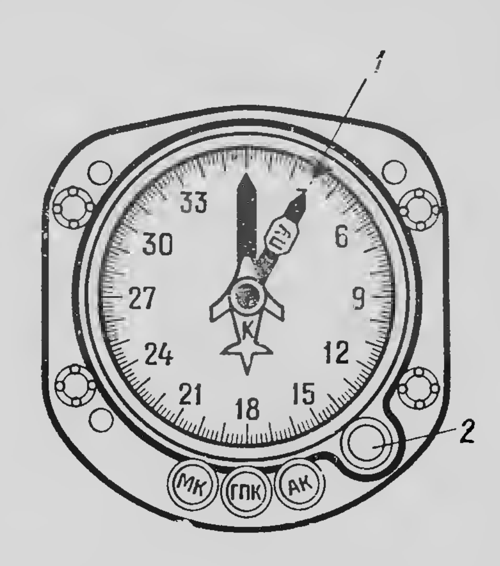


Рис. 9. 36. Лицевая сторона указателя штурмана УШ-3:

1—индекс ЗПУ; 2—кремальера

Кроме стрелки *К*, на указателе УШ-3 имеется треугольный подвижный индекс. Он показывает значение заданного путевого угла (ЗПУ). ЗПУ может вводиться автоматически от навигационного вычислителя или вручную кремальерой указателя УШ-3.

Указатель УШ-3 предназначен также для указания текущего путевого угла (ПУ), который индицируется стрелкой ПУ. Текущий путевой угол формируется в УШ-3 как сумма ортодромичес-

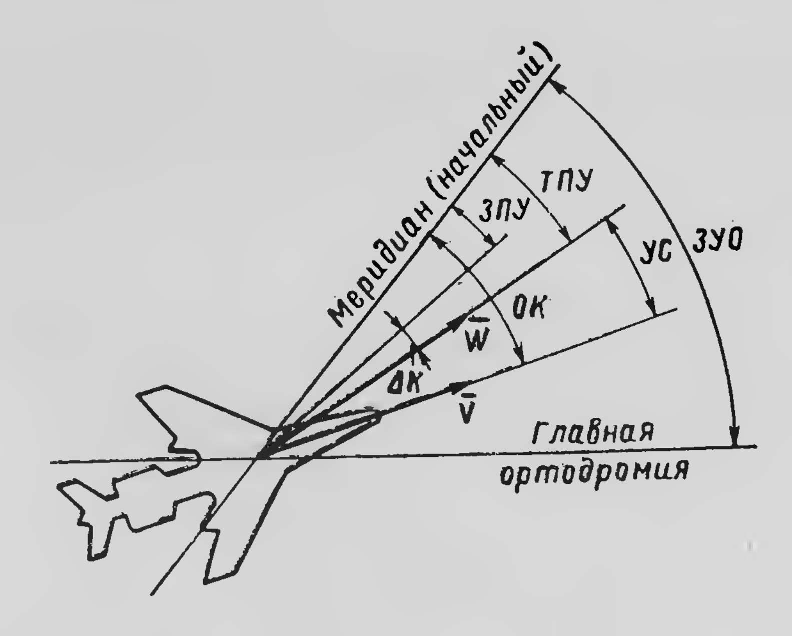


Рис. 9. 37. Пояснения к параметрам, индицируемым на указателе УШ-3:

ОК—ортодромический курс; УС—угол сноса; ЗПУ—заданный путевой угол; ТПУ—текущий путевой угол; ЗУО—заданный угол главной ортодромии; Δк—угловое отклонение от заданной линии пути; W—путевая скорость; V—воздушная скорость

кого курса, выработанного гироагрегатом, и угла сноса, получаемого от ДИСС.

На указателе УШ-3 (рис. 9.37) можно определить ортодромический курс, заданный путевой угол, текущий путевой угол и угол сноса как разность ортодромического курса и текущего путевого угла.

Исчерпывающая информация о курсовом положении самолета в полете, выдаваемая системой ТКС-П, является одним из ее достоинств.

Ортодромический курс от основного гироагрегата передается на стрелку *К* указателя УШ-3 следящей системой ГА-УШ, которая состоит из сельсина, находящегося в гироагрегате, и связанного с ним электрически сельсина-приемника СП$_1$, указателя УШ-3 (рис. 9.38 и 9.39). Сигнал, снимаемый с роторной обмотки СП$_1$, поступает в усилитель У$_1$, оттуда на двигатель М$_1$, который отрабатывает ротор СП$_1$ в согласованное положение с сельсином гироагрегата и поворачивает стрелку *К* на величину ортодромического курса.

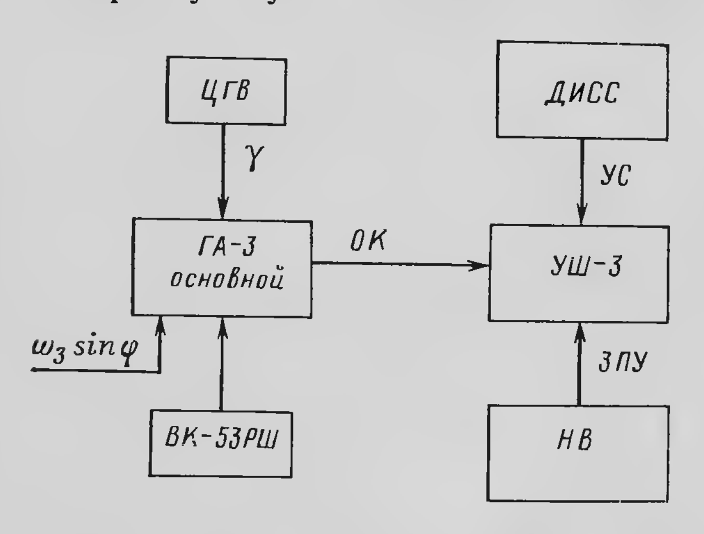


Рис. 9.38. Функциональная схема связи УШ-3 с источниками информации в режиме ГПК:

ЦГВ—центральная гировертикаль; ГА-3—гироагрегат; ДИСС—доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса; НВ—навигационный вычислитель; ВК-53РШ—выключатель коррекции

Кроме того, двигатель М$_1$ механически связан со статором сельсина-приемника СП$_2$ и разворачивает его также на величину ортодромического курса. Электрически статор СП$_2$ связан с сельсином-датчиком, находящимся в ДИСС, откуда поступает электрический сигнал, пропорциональный углу сноса (УС). Следовательно, с ротора СП$_2$ снимается сигнал, пропорциональный сумме ортодромического курса и угла сноса, т. е. величина текущего путевого угла. Следящая система ДИСС-УШ-3 с помощью двигателя М$_2$ отрабатывает ротор СП$_2$ в согласованное положение, одновременно разворачивая стрелку ПУ на величину текущего путевого угла.

Естественно, что разность текущего путевого угла и ортодромического курса, т. е. разность значений, показанных стрелками *К* и *ПУ*, есть угол сноса.

ЗПУ индицируется на УШ-3 подвижным треугольным индексом, который перемещается по шкале указателя с помощью следящей системы НВ-УШ-3, состоящей из сельсина-датчика, расположенно-

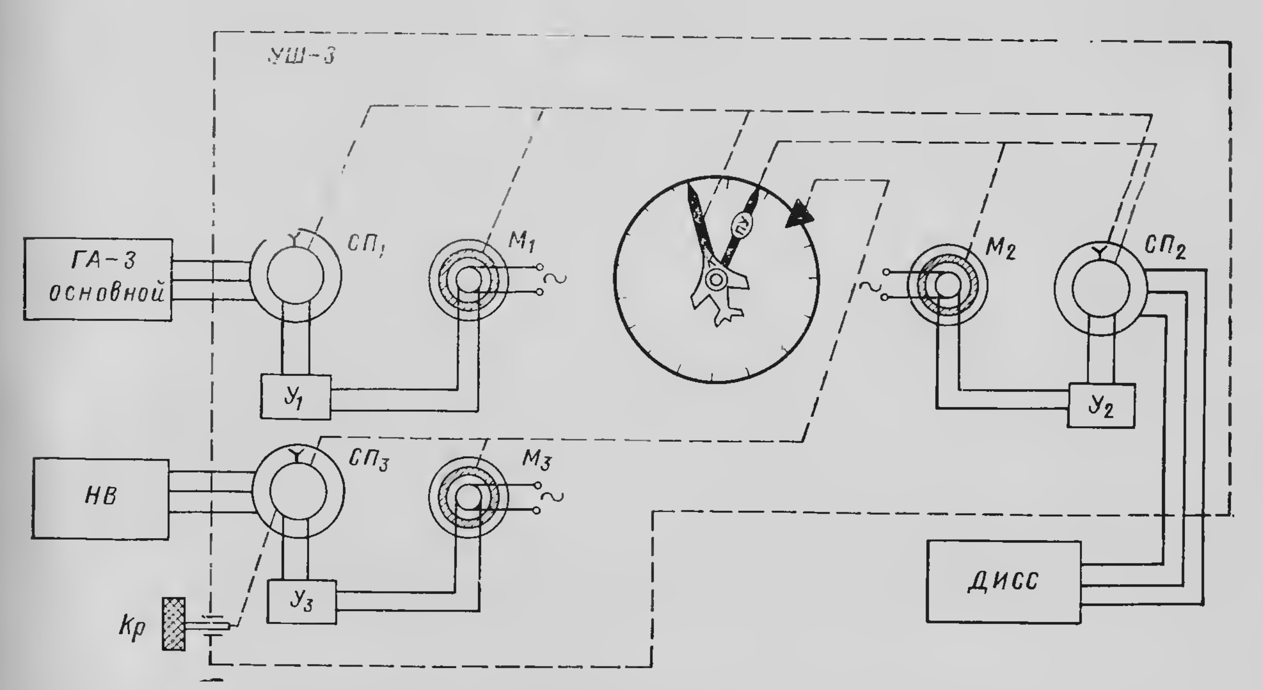


Рис. 9.39. Принципиальная электромеханическая схема связи указателя УШ-3 с источниками информации в режиме ГПК

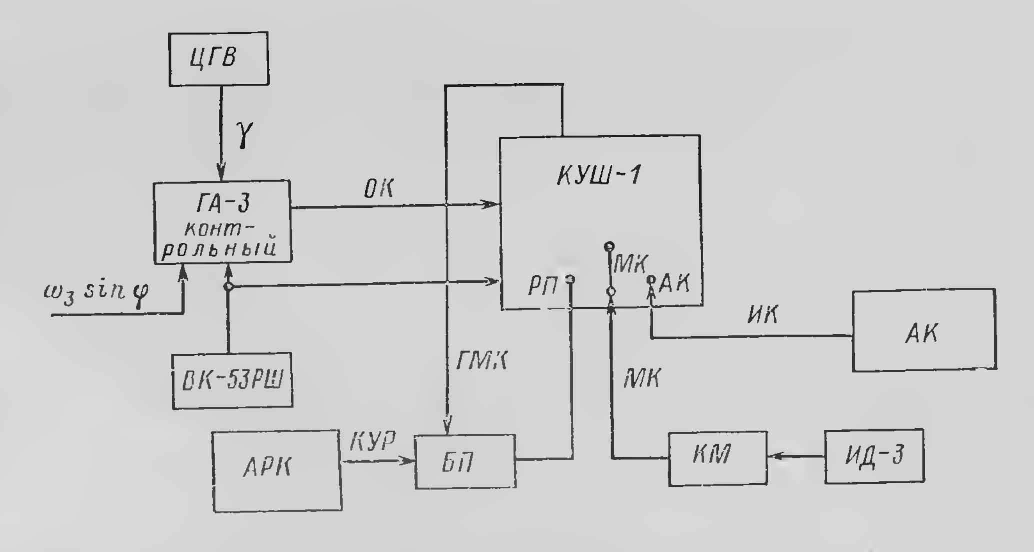


Рис. 9.40. Функциональная схема связи КУШ-1 с источниками информации в режиме ГПК:

КУР—курсовой угол радиостанции; РП—радиопеленг; КМ—коррекционный механизм; ИД-3—индукционный датчик; МК—магнитный курс; АРК—автоматический радиокомпас; БП—блок пеленгов; ГМК—гиромагнитный курс; АК—астрокомпас; ИК—истинный курс

го в навигационном вычислителе, сельсина-приемника $СП_2$, указателя УШ-3, усилителя $У_3$ и двигателя M_3.

Кремальерой при неработающем навигационном вычислителе можно вручную ввести значение заданного путевого угла, так как она в этом случае может быть механически соединена с ротором сельсина $СП_3$ и индексом ЗПУ.

Рассмотрим работу системы в режиме ГПК по линии контрольного указателя штурмана КУШ-1 (рис. 9.40 и 9.41).

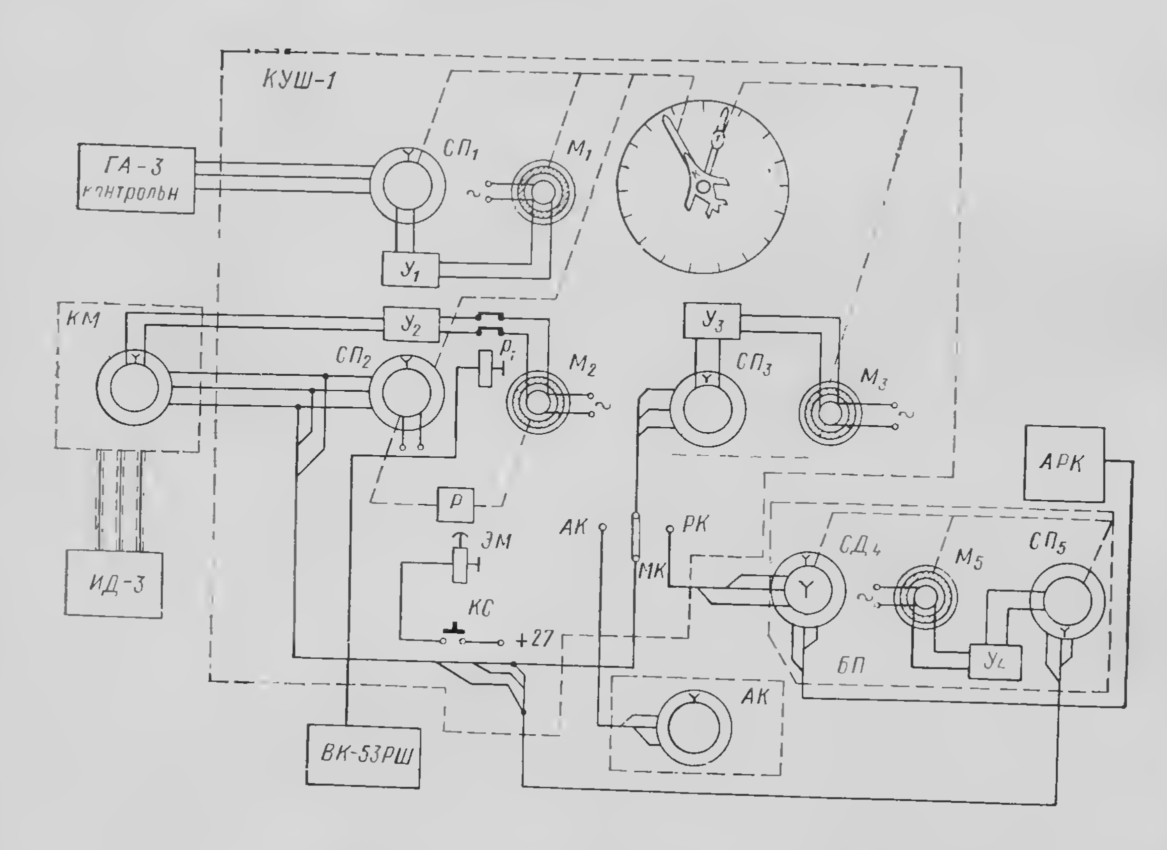


Рис. 9.41. Принципиальная электромеханическая схема связи КУШ-1 с источниками информации в режиме ГПК:

ГА-3—гироагрегат; ИД-3—индукционный датчик; КМ—коррекционный механизм; ВК-53РШ—выключатель коррекции; БП—блок пеленгов; АК—астрокомпас; АРК—автоматический радиокомпас

Указатель штурмана КУШ-1 в основном предназначен для контроля работы гироагрегатов, этим и определяется его схема. Ортодромический курс от контрольного гироагрегата передается на стрелку *К* указателя КУШ-1 следящей системой, которая аналогична системе УШ-3. Следящая система ГА-КУШ-1 для передачи ортодромического курса состоит из сельсина-датчика контрольного гироагрегата, ротор которого жестко связан с внешней осью карданова подвеса гироскопа, а статор все время в режиме ГПК вращается со скоростью, пропорциональной $\omega_3 \sin \varphi + \Delta_{пб}$, сельсина-приемника $СП_1$, усилителя $У_1$ и двигателя M_1.

Двигатель M_1 поворачивает ротор сельсина $СП_1$ в согласованное положение и разворачивает стрелку *К* на угол ортодромического курса. Он механически связан со статором сельсина $СП_2$, поэтому статор сельсина $СП_2$ оказывается также развернутым на угол ортодромического курса. Электрически статор сельсина $СП_2$ связан со статором сельсина, находящегося в коррекционном механизме, и вместе с усилителем $У_2$ и двигателем M_2, находящимся в КУШ-1, образует следящую систему для передачи магнитного курса в КУШ-1 на ротор сельсина $СП_2$. Таким образом, статор сельсина $СП_2$ будет развернут в каждый момент времени на угол ортодромического курса, а ротор — на угол магнитного курса, т. е. в этой электромеханической системе вырабатывается гиромагнитный курс с помощью контрольного гироагрегата и индукционного датчика.

Эту систему можно сравнить с системой выработки гиромагнитного курса в КС-6. Только в КС-6 ротор сельсина непосредственно связан с внешней осью карданова подвеса, а здесь статор связан с гироагрегатом через следящую систему ГА-КУШ-1.

Рис. 9.42. Лицевая сторона контрольного указателя штурмана КУШ-1:

1—кнопка быстрого согласования; *2*—переключатель режимов работы (для стрелки «1»)

Значение гиромагнитного курса снимается для потребителей путем параллельного подключения их к следящей системе выработки гиромагнитного курса.

Следящая система выработки гиромагнитного курса имеет две скорости: малую, равную 2,5 град/мин, которая, как известно, необходима для осреднения магнитного курса и превращения его в гиромагнитный, и большую — 5 град/с, используемую для быстрого согласования системы.

Скорость работы следящей системы изменяется электромагнитной муфтой ЭМ при нажатии кнопки быстрого согласования КС изменением передаточного числа редуктора.

Кнопка быстрого согласования расположена в левом нижнем углу на лицевой стороне КУШ-1 (рис. 9.42). Во время разворотов выход усилителя $У_2$ отключается от двигателя M_2 контактами реле $Р_1$, которое управляется выключателем коррекции ВК-53РШ.

Если на коррекционном механизме кремальерой ввести величину магнитного склонения ΔM, то описанная выше следящая система будет вырабатывать истинный курс, если ввести условное магнитное склонение, — ортодромический курс.

Стрелка «1» контрольного указателя КУШ-1 предназначена для индикации гиромагнитного курса; курса, вырабатываемого в астрокомпасе, и магнитного пеленга радиостанции.

Стрелка «1» разворачивается специальной следящей системой, в которую входят: отрабатывающий двигатель $М_3$, усилитель $У_3$ и сельсин $СП_3$. Задающими сельсинами этой следящей системы могут быть: сельсин $СП_2$ выработки гиромагнитного курса, сельсин астрокомпаса и сельсин блока пеленгов. Подключение производится переключателями «АК», «МК», «РК», которые расположены на лицевой стороне указателя КУШ-1.

Если переключатель стоит в положении МК, то существует следящая система ИД-3-КМ-стрелка «1» КУШ-1. Стрелка «1» показывает гиромагнитный курс или истинный и ортодромический в зависимости от введенных на коррекционном механизме величин ΔM и $\Delta M_{усл}$.

Если переключатель стоит в положении «АК», то стрелка «1» показывает истинный или ортодромический курс астрокомпаса в зависимости от режима его работы. Следует подчеркнуть, что это — истинный курс, не осредненный гироагрегатом.

Индикация магнитного пеленга радиостанции осуществляется стрелкой «1», когда переключатель стоит в положении РК. В этом случае сельсин $СД_4$ блока пеленгов подключается к следящей системе поворота стрелки «1» в КУШ-1. Сельсин $СД_4$ расположен в блоке пеленгов, и к его статорной обмотке подводится напряжение, пропорциональное курсовому углу радиостанции (КУР) от автоматического радиокомпаса АРК. Механически ротор $СД_4$ разворачивается на угол гиромагнитного курса благодаря следящей системе блока пеленгов, в который входят сельсин $СП_5$, подсоединенный параллельно к следящей системе выработки ГМК, двигатель $М_5$ и усилитель $У_4$. Следовательно, с роторной обмотки сельсина $СД_4$ снимается сигнал магнитного пеленга радиостанции.

Если в это время следящая система гиромагнитного курса вырабатывает истинный курс, то стрелка «1» показывает истинный пеленг радиостанции, если ортодромический, — относительный пеленг.

Таким образом, стрелка *К* КУШ-1 показывает ортодромический курс контрольного гироагрегата. При этом должно светиться световое табло ГПК на лицевой стороне указателя КУШ-1.

Стрелка «1» индицирует гиромагнитный курс, истинный или ортодромический от астрокомпаса, магнитный пеленг радиостанции (истинный пеленг, условный пеленг) в зависимости от положения переключателя на КУШ-1.

Если переключатель «Коррекция» «Осн.-Контр.» на пульте управления ПУ-11 системой поставить в положение «Контрольный», то функции основного и контрольного гироагрегатов меняются. В этом положении указатель КУШ-1 и его потребители подключаются к основному агрегату, а указатель УШ-3 и его потребители — к контрольному гироагрегату.

Кроме того, переключателем «Потребители» «Осн.-Контр.» можно также подсоединить указатель УШ-3 и его потребителей к

контрольному гироагрегату, а КУШ-1 и его потребителей — к основному.

Большое количество вариантов подключений указателей к гироагрегатам необходимо для того, чтобы, определив в полете гироагрегат, который в данной ситуации работает лучше, использовать его показания.

9.5.3. Режим магнитной коррекции (МК)

Курсовая система ТКС-П работает в режиме магнитной коррекции, когда переключатель рода работы на пульте управления установлен в положение МК.

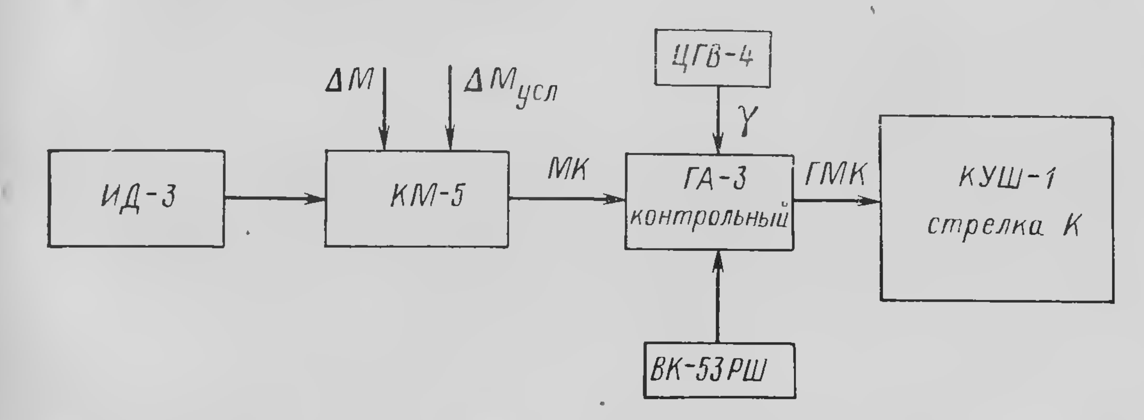


Рис. 9.43. Функциональная схема курсовой системы ТКС-П по линии контрольного гироагрегата в режиме МК

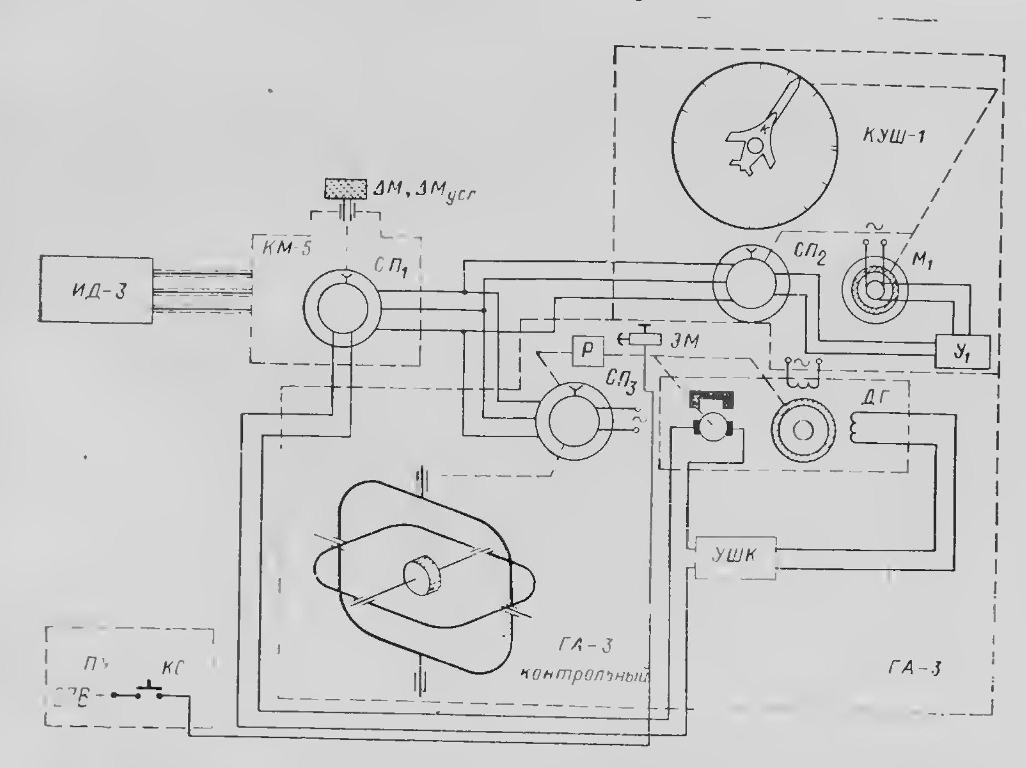


Рис. 9.44. Принципиальная электромеханическая схема индикации гиромагнитного курса курсовой системы ТКС-П в режиме МК по линии контрольного гироагрегата

Переключение системы в режим магнитной коррекции обычно начинают с контрольного гироагрегата. Переключатель «Коррекция» — «Осн.-Контр.» ставят в положение «Контрольный». При этом контрольный гироагрегат подключается к индукционному датчику ИД-3 и работает согласно функциональной схеме (рис. 9.43) и соответствующей ей принципиальной электромеханической схеме (рис. 9.44).

Магнитный курс формируется следящей системой ИД-КМ и выдается в схему в виде поворота ротора сельсина $СП_1$ коррекционного механизма.

Лекальный механизм коррекционного механизма КМ-5 предназначен, как и во всех коррекционных механизмах, для уничтожения четвертной магнитной девиации и инструментальных ошибок следящих систем.

Рис. 9.45. Лицевая сторона коррекционного механизма КМ-5

На лицевой стороне коррекционного механизма имеется кремальера *3* (рис. 9.45), с помощью которой по индексу *4* и шкале *2* устанавливаются значения магнитного и условного склонений. Стрелка *1* коррекционного механизма показывает компасный курс индукционного датчика.

Статор сельсина $СП_1$ электрически соединен со статором сельсина $СП_2$, расположенного в указателе КУШ-1, и со статором $СД_3$ (грубый) контрольного гироагрегата и образует таким образом две следящие системы КМ — КУШ-1 стрелка *К* и КМ-ГА.

Следящая система КМ-ГА состоит из сельсина $СП_1$ коррекционного механизма, сельсина $СД_3$ гироагрегата, двигателя-генератора ДГ и усилителя УШК. Назначение этой следящей системы в режиме МК — выработка гиромагнитного курса. Принцип ее работы такой же, как и в системе в КС-6. Скорость разворота статора $СД_3$ может быть 40 угл.мин/мин и 2 град/с при нажатой кнопке КС на пульте управления. Сравнительно небольшая скорость 40 угл.мин/мин работы следящей системы определяется тем, что гироскопы гироагрегатов курсовой системы имеют небольшие собственные уходы. Следовательно, можно допустить небольшую скорость следящей системы с тем, чтобы повысить ее сглаживающие и фильтрующие свойства при комплексировании индукционного магнитного и гироскопического датчиков курса.

Особенностью следящей системы КМ-ГА является и то, что в режиме ГПК она выполняет роль исполнительного механизма, широтной коррекции и работает как интегрирующий привод. В режиме МК она работает как обычная следящая система, но для этого усилитель УШК переключается на вход по переменному току.

Следящая система КМ — КУШ-1 стрелка *К* (см. рис. 9.44) состоит из $СД_3$ гироагрегата, $СП_2$ указателя УШ-1, усилителя $У_1$ и двигателя $М_1$. Назначение этой следящей системы — транслировать курс, вырабатываемый следящей системой КМ-ГА в указателе КУШ-1, на стрелку *К*.

Если на коррекционном механизме не введены величины ΔM и $\Delta M_{усл}$, то стрелка *К* указателя КУШ-1 в режиме МК показывает гиромагнитный курс. При введенных значениях ΔM и $\Delta M_{усл}$ стрелка *К* показывает соответственно истинный и ортодромический курсы.

Стрелка *1* указателя КУШ-1 в режиме МК всей системы и при установке переключателя на КУШ-1 в положение «МК» тоже будет выдавать гиромагнитный курс, а при положениях «АК» и «РК» — соответственно истинный курс от астрокомпаса и магнитный пеленг радиостанции от АРК.

Если переключатель «Коррекция Осн.-Контр.» на пульте управления поставить в положение «Основной», а переключатель режимов работы оставить в положении «МК», то указатель УШ-3 (стрелка *К*) будет показывать гиромагнитный курс от основного гироагрегата. Контрольный гироагрегат будет работать в режиме ГПК, выдавая на КУШ-1 (стрелка *К*) ортодромический курс.

9.5.4. Режим астрокоррекции (АК)

Курсовая система ТКС-П работает в режиме астрокоррекции, когда переключатель рода работы системы на пульте управления установлен в положение «АК», а переключатель на задатчике курса ЗК-4 (рис. 9.46) — в положение «АК».

Режим работы астрокоррекции в принципе аналогичен режиму работы магнитной коррекции. При астрокоррекции источником информации о курсе служит астрокомпас.

При установке переключателя на пульте управления в положение «АК» к сельсину гироагрегата, который во время магнитной коррекции был соединен с сельсином коррекционного механизма, подключается сельсин астрокомпаса, и схема работает так же, как и при магнитной коррекции, инди-

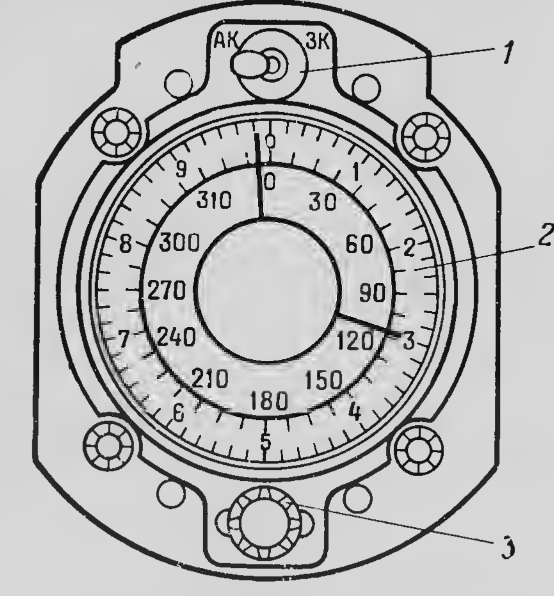


Рис. 9.46. Лицевая сторона задатчика курса ЗК-4:
1—переключатель АК-ЗК; *2*—двухотсчетная шкала; *3*—кремальера

цируя на КУШ-1 (стрелка *К*) или на УШ-3 (стрелка *К*) истинный или ортодромический курс астрокомпаса.

В положении «Контрольный» курс астрокомпаса показывает КУШ-1 (стрелка *К*), в положении «Основной» УШ-3 (стрелка *К*).

Следует отметить, что в зависимости от типа астрокомпаса на самолете связь его с гироагрегатом может осуществляться с помощью одноканальной и двухканальной сельсинной следящей систем. Принцип работы двухканальной сельсинной следящей системы рассмотрен в разд. 9.4.1.

Кроме канала коррекции гироагрегата от астрокомпаса, в курсовой системе существует также канал непосредственного указания астрокурса на КУШ-1 (стрелка *1*) при установке его переключателя в положение «АК». Но в отличие от астрокурса, индицируемого стрелкой «*К*», стрелка *1* указывает неосредненный курс.

9.5.5. Основные технические данные и летная эксплуатация ТКС-П

Точная курсовая система выпускается в комплектациях ТКС-П, ТКС-П2.

ТКС-П применяется для самолетов, использующих освещение приборов встроенным красным светом.

В комплект курсовой системы ТКС-П входят:

Индукционный датчик ИД-3	1
Коррекционный механизм КМ-5	1
Гироагрегат ГА-3	2
Указатель штурмана УШ-3	1
Контрольный указатель штурмана КУШ-1	1
Пульт управления ПУ-11	1
Распределительный блок РБ-2	1
Задатчик курса ЗК-4	1
Блок пеленгов БП-5	1

Основные технические данные

Погрешность системы в режиме ГПК в нормальных условиях, град/ч:	
в районе ±20° от широты места выполнения последней балансировки системы	0,5
в диапазоне широт места ±90°	0,8
Погрешность при определении гиромагнитного курса (без учета неточности дистанционной передачи потребителю), град:	
по курсовому сельсину гироагрегатов	1
по сельсину гиромагнитного курса КУШ-1	1
Режим работы системы:	
гирополукомпаса	длительно
магнитной коррекции и астрокомпаса	кратковременно (3—4 мин при каждой коррекции гироскопа)
Погрешность в определении гиромагнитного курса по указателям, град:	
КУШ-1 (стрелка *К*)	1,5
КУШ-1 (стрелка «1»)	1,0
УШ-3 (стрелка *К*)	1,5
Погрешность дистанционной передачи при коррекции курсового сельсина гироагрегата от астрокомпаса по каналам, угл. мин:	
грубому	30
груботочному	8
Погрешность сельсинных дистанционных передач курсовых сигналов систем по каналам, угл. мин:	
грубому	30
груботочному	8
Допустимые рабочие углы, град:	
крена	55
тангажа	40
Погрешность индикации по указателям системы не превышает, град:	
заданного путевого угла	0,5
путевого угла	1,0
Дополнительная погрешность в режиме ГПК на каждую минуту действия линейных или виражных ускорений, а также при наборе высоты или снижении не более, град	0,02
Рабочий температурный диапазон окружающей среды, °С	от +50 до —60
Высотность, км	30
Время готовности системы в режимах, мин:	
МК и АК	5
ГПК	10
Напряжение источников питания, В:	
трехфазным переменным током	36±5%
частотой, Гц	400±2%
постоянным током	27±10
Потребляемая мощность, не более:	
по переменному току, ВА	200
в пусковом режиме, ВА	300
по постоянному току (без обогрева), Вт	90
Время непрерывной работы, ч	20
Масса, кг	44

Перед выруливанием экипажу необходимо:

1. Переключатель «Арр.-ЦГВ», управляющий работой системы стабилизации гироагрегатов по крену, установить в положение «Арр.», через 4—5 мин после включения питания гировертикали — в положение ЦГВ.

2. Установить переключатели на пульте управления системой в положения:

— режимов работы — в «ГПК».

— «Коррекция Осн.-Контр.» — «Контрольный»;

— «Потребители Осн.-Контр.» — «Основной», «Авт. Ручн.» — в положение «Авт.», если навигационный вычислитель обеспечивает автоматическую выдачу в курсовую систему значения $\omega_З \sin\varphi$ или «Ручн.», если широта места вводится вручную.

3. Рукояткой «Широта» вручную установить географическую широту аэродрома вылета.

4. Проверить включение АЗС курсовой системы, включить питание курсовой системы и обогрева гироагрегатов, если окружающая температура ниже нуля.

5. Через 2—3 мин после включения питания выполнить начальное согласование гироагрегатов курсовой системы, т. е. осуществить выставку начального курса.

6. Убедиться, что на пульте управления курсовой системы сигнальные лампы отказа «О» и «К» (отказ основного и контрольного гироагрегатов) не горят.

Сигнальные лампы отказа загораются в случае неисправности в работе системы стабилизации гироагрегатов по крену и при завале внутренней рамы карданова подвеса гироскопа на недопустимые углы.

7. Установить переключатель на КУШ-1 в положение «МК» и нажать кнопку быстрого согласования. Стрелка *1* после согласования должна совпасть со стрелкой *К*, если на коррекционном механизме индекс склонений стоит на нуле.

Перед взлетом необходимо провести начальную ориентацию курсовой системы.

Начальная выставка курсовой системы имеет чрезвычайно важное значение, поскольку от точности начальной выставки зависит точность автоматического полета по заданному маршруту, точность выхода в намеченный пункт маршрута.

Начальную выставку гироагрегатов курсовой системы для работы в режиме ГПК выполняют на земле перед вылетом или в полете.

Начальную выставку можно осуществлять тремя способами:

Выставка гироагрегатов задатчиком курса на пульте управления и задатчиком курса ЗК-4. Выставка курса этими способами может производиться только при знании курса самолета в момент выставки.

Курс для выставки может быть получен пеленгованием:

— самолета с помощью теодолита или специального оптического пеленгатора, который установлен на некотором расстоянии от самолета. При этом положение самолета относительно известного направления передается экипажу для осуществления начальной выставки курсовой системы.

— какого-либо известного ориентира оптическим пеленгатором, установленным на борту самолета (пеленг этого ориентира с места установки самолета определяют заранее).

Можно выставить начальный курс самолета, если установить его продольную ось строго по средней линии ВПП, причем курс ВПП должен быть известен по возможности точно.

Существуют также некоторые другие способы выставки начального курса, которые определяются специальным оборудованием самолета.

Для выставки начального курса задатчиком курса пульта управления необходимо:

а) установить на пульте управления переключатель режимов работы системы в положение «ГПК», а переключатели «Потребители — Осн.-Контр.» — в положение «Основной», «Коррекция» — «Осн. Контр.» в положение «Контрольный»;

б) задатчиком курса с пульта управления установить курс, контролируя его по стрелке *К* указателя КУШ-1.

Для начального ориентирования основного гироагрегата переключатель «Коррекция — Осн.-Контр.» необходимо установить в положение «Основной» и, вводя нужный курс тумблером «Задат. курса» пульта управления, контролировать установку по стрелке *К* указателя УШ-3.

При этом в схеме системы происходит следующее. При установке переключателей в положения, указанные в п. «а», к входу усилителя УШК (см. рис. 9.33) подключается переменное напряжение от специального трансформатора, фаза которого коммутируется от задатчика курса. Двигатель-генератор разворачивает при этом статор сельсина M_1, осуществляя начальную ориентацию. Соответствующая следящая система передает значение устанавливаемого курса на стрелку *К* указателя КУШ-1. Установка курса осуществляется с большой скоростью, так как в схеме предусмотрено автоматическое включение электромагнитной муфты изменения передаточного числа редуктора следящей системы.

Выставка курса задатчиком ЗК-4 осуществляется также при точном знании курса самолета на земле.

Для задания начального курса с помощью ЗК-4 необходимо.

1. Установить на пульте управления системой переключатель «Потребители — Осн.-Контр.» в положение «Основной», переключатель «Коррекция — Осн.-Контр.» — в положение «Контрольный», переключатель режимов работы — в положение «АК».

2. На задатчике курса ЗК-4 (см. рис. 9.46) переключатель «АК-ЗК» установить в положение «ЗК» и кремальерой на ЗК-4, пользуясь шкалами грубого и точного отсчета, ввести значение курса. При этом двухканальный сельсин ЗК-4 подключается к двухканальному сельсину контрольного гироагрегата (см. рис. 9.33) и вместе с усилителем УШК и тахогенератором образует следящую систему ЗК-4 — ГА, с помощью которой статор сельсина гироагрегата M_1 разворачивается на заданный курс с точностью $\pm 8'$.

Выставляемый курс контролируется по стрелке *К* указателя КУШ-1.

Для выставки начального курса от ЗК-4 основного гироагрегата необходимо на пульте управления переключатель «Коррекция — Осн.-Контр.» установить в положение «Основной» и повторить выставку для основного гироагрегата, контролируя установленный курс по стрелке *К* указателя УШ-3.

Таблица 9.3

Положение органов управления					Курсы по указателям				
на пульте управления		на КМ (вводимое склонение)	на ЗК-4	на КУШ-1	УШ-3	КУШ-1		КМ-5	На световом табло УШ-3 и КУШ-1
			положения		по стрелкам				
режимом работы	коррекцией		АК ЗК	МК АК РК	*К*	*К*	*1*	коррекц. механ.	
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
ГПК	Контр.	0	АК	МК	ОК	ОК	ГМК	КК	ГПК
				АК			ИК′, ОК′		
				РК			МПР		
		ΔM		МК			ИК		
				АК			ИК′, ОК′		
				РК			ИПР		
		$\Delta M_{усл}$		МК			ОК		
				АК			ИК′, ОК′		
				РК			ОПР		
	Осн.	Показания те же, что и в положении „Контрольный“							
МК	Контр.	0	АК	МК	ОК	ГМК	ГМК	КК	ГМК
				АК			ИК′, ОК′		
				РК			МПР		
		ΔM		МК		ИК	ИК		
				АК			ИК′, ОК′		
				РК			ИПР		
		$\Delta M_{усл}$		МК		ОК	ОК		
				АК			ИК′, ОК′		
				РК			ОПР		
	Осн.	0		МК	ГМК	ОК	ГМК		
				АК			ИК′, ОК′		
				РК			МПР		
		ΔM		МК	ИК		ИК		
				АК			ИК′, ОК′		
				РК			ИПР		
		$\Delta M_{усл}$		МК	ОК		ОК		
				АК			ИК′, ОК′		
				РК			ОПР		
АК	Контр.	0	АК	МК	ОК	$ИК_а$ $ОК_а$	ГМК	КК	АК
				АК			ИК′, ОК′		
				РК			МПР		
		ΔM		МК			ИК		
				АК			ИК′, ОК′		
				РК			ИПР		
		$\Delta M_{усл}$		МК			ОК		
				АК			ИК′, ОК′		
				РК			ОПР		
	Осн.	0		МК	$ИК_а$ $ОК_а$	ОК	ГМК		
				АК			ИК′, ОК′		
				РК			МПР		
		ΔM		МК			ИК		
				АК			ИК′, ОК′		
				РК			ИПР		
		$\Delta M_{усл}$		МК			ОК		
				АК			ИК′, ОК′		
				РК			ОПР		

Выставка начального курса от ЗК-4 производится с малой скоростью. Процесс выставки ускоряется нажатием кнопки быстрого согласования на пульте управления.

Выставка начального курса с помощью астрокоррекции. Порядок выставки начального курса этим способом ничем не отличается от режима астрокоррекции.

Выставка начального курса с помощью магнитной коррекции. Для этого необходимо переключатель режимов работы на пульте управления установить в положение «МК» и нажать кнопку быстрого согласования.

По окончании согласования контрольного гироагрегата переключатель «Коррекция — Осн.-контр.» установить в положение «Основной» и аналогично согласовать основной гироагрегат. После согласования установить переключатель режимов работы в положение «ГПК», переключатель «Коррекция — Осн.-Контр.» — в положение «Контрольный», при этом на указателях УШ-3 и КУШ-1 должны гореть табло «ГПК». В ночное время должны гореть лампы красного подсвета на ПУ-11, УШ-3, КУШ-1.

Для выставки начального курса с помощью ЗК-4 необходимо точное знание курсового положения самолета на земле.

Метод астрокоррекции является достаточно точным, но для его осуществления необходимы определенные метеоусловия, при которых возможна пеленгация светил.

Наиболее грубым является метод магнитной коррекции, но в то же время этот способ самый простой (в средних географических широтах).

Курсовая система ТКС-П устроена таким образом, что она позволяет непрерывно контролировать работу гироагрегатов в режиме ГПК. Кроме того, все операции по контролю работы гироагрегатов можно производить, не нарушая выдачу курса потребителям.

Контроль работы гироагрегатов курсовой системы заключается в определении собственных уходов гироскопов в режиме ГПК. Больше того, система позволяет определить лучший по точности работы гироагрегат и переключить на него потребителей курсовой системы.

Работа гироагрегатов контролируется путем сравнения показаний стрелок *К* приборов КУШ-1 и УШ-3 с показанием стрелки *1* КУШ-1, если переключатель на КУШ-1 стоит в положении «МК», а на коррекционном механизме введено условное магнитное склонение для точки, в которой происходит контроль.

В этом случае стрелка *1* показывает также ортодромический курс.

Расхождение показаний стрелок *1* и *К* в пределах $\pm 4°$ является основанием для переключения соответствующего гироагрегата в режим коррекции АК или МК.

Таким же образом можно контролировать работу гироагрегатов на указателях КУШ-1 и УШ-3, когда переключатель на КУШ-1 стоит в положении «АК».

В этом случае необходимо, чтобы астрокомпас выдавал в систему ортодромический курс, тогда и стрелка *1* показывает ортодромический курс.

Основанием для переключения того или иного гироагрегата в режим коррекции АК или МК будет расхождение в показаниях стрелок *К* и стрелки *1* на 1—2°.

Для удобства пользования системой в табл. 9.3 сведены индицируемые курсы на указателях при определенных положениях управляющих органов системы.

Примечания. 1. Обозначения в таблице те же, что и в табл. 9. 2.
2. Составлена при условии наличия в системе блока пеленгов.
3. Стрелка ПУ в УШ-3 всегда показывает текущий путевой угол (при работающем ДИСС).
4. Индекс ЗПУ в УШ-3 при работе ТКС-П с навигационным вычислителем показывает заданный путевой угол.
5. Потребители курса от системы ТКС-П получают курс от контрольного гироагрегата, если переключатель «Потребители» — «Контр.-Осн.» стоит в положение «Контрольный», и от основного, если переключатель находится в положении «Основной».

9.6. КУРСОВАЯ СИСТЕМА ГМК-1Г И ЕЕ ЛЕТНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Курсовая система ГМК-1Г представляет собой совокупность магнитного, гироскопического и астрономического измерителей курса самолета. Для обеспечения работы ГМК-1Г необходимо иметь на борту выключатель коррекции ВК-53РБ или ВК-53РШ.

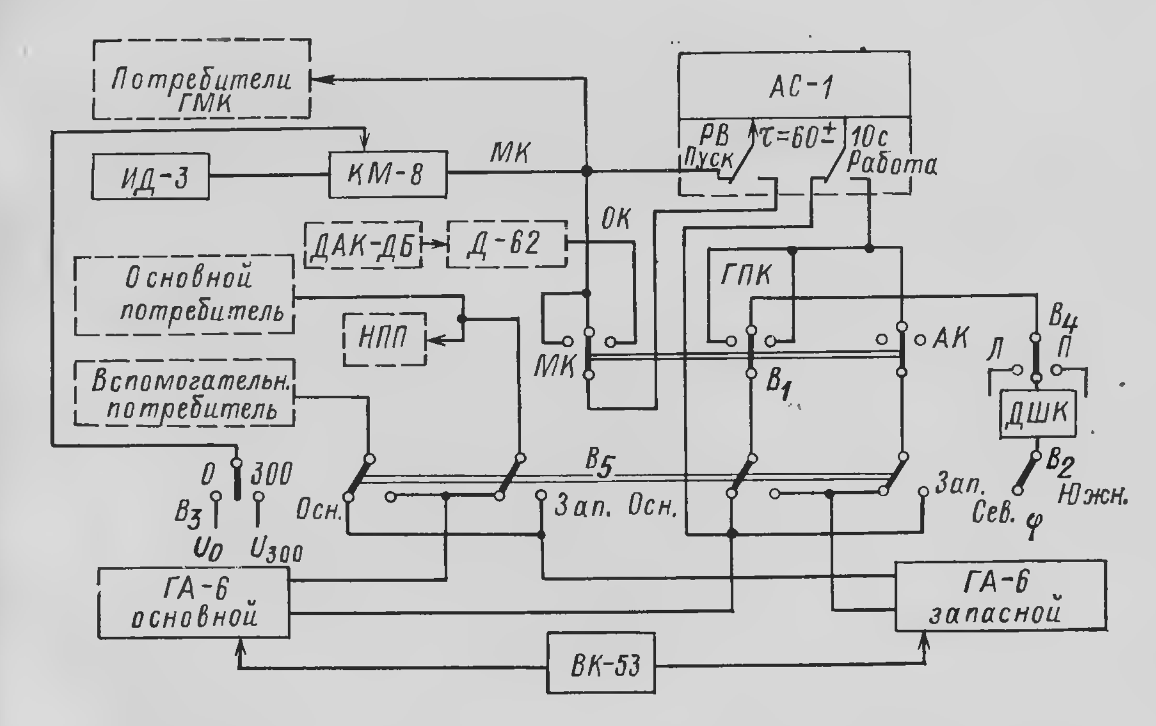


Рис. 9.47. Общая функциональная схема курсовой системы ГМК-1Г:
ИД-3—индукционный датчик; КМ-8—коррекционный механизм; ГА-6—гироагрегат; АС-1—автомат согласования; ДАК-ДБ—дистанционный астрокомпас; Д-62—блок связи астрокомпаса с курсовой системой; НПП—навигационно-пилотажный прибор; ВК-53—выключатель коррекции; ДШК—датчик широтной коррекции

Система ГМК-1Г предназначена для определения и индикации ортодромического, истинного и гиромагнитного курсов.

Она может работать в одном из следующих режимов: гирополукомпаса, магнитной коррекции, астрокоррекции. Основным режимом работы является режим гирополукомпаса.

Особенность курсовой системы ГМК-1Г — ее большая автоматизация по сравнению с системами КС-6 и ТКС-П. Система ГМК-1Г обладает способностью пускового согласования, т. е. при включении она автоматически работает в режиме МК и корректирует основной гироагрегат по магнитному курсу независимо от положения управляющих органов на пульте управления.

Согласование или, вернее, коррекция осуществляется с помощью двух скоростей: большой, если рассогласование между гироагрегатом и магнитным датчиком больше 2°, и малой — при рассогласовании меньше 2°. Скорости переключаются автоматически. В системе имеется встроенный контроль, обеспечивающий проверку функционирования курсовой системы.

Курсовая система ГМК-1Г (рис. 9.47) имеет два гироагрегата, которые могут работать либо как гирополукомпасы, либо в режиме коррекции от индукционного датчика или астрокомпаса. Наличие специального блока АС-1 (автомат согласования), который осуществляет автоматическую коррекцию системы, отличает ГМК-1Г от систем КС-6 и ТКС-П. Рассмотрим работу курсовой системы по режимам.

9.6.1. Режим пуска

При включении системы под напряжение +27 В подается на автомат согласования, при этом образуются следящие системы: ИД-3 — КМ-ГА (основной) и ПУ-27 — ГА (запасной).

Следящая система ИД-3 — КМ-ГА (основной) (рис. 9.48) производит магнитную коррекцию основного гироагрегата путем приведения в согласованное положение сельсина $СП_1$ коррекционного механизма с сельсином $СД_1$ основного гироагрегата. Скорость согласования при этом равна 6 град/с. Следящая система ПУ-27—ГА (запасной) в это же время заставляет запасной гироагрегат работать в режиме гирополукомпаса. При этом к коррекционному двигателю M_2 подключается широтный потенциометр $П_1$ и потенциометр $П_2$ небаланса. В результате гироскоп запасного гироагрегата прецессирует вокруг вертикальной оси карданова подвеса со скоростью, равной $\omega_3 \sin\varphi + \Delta_{нб}$. В системе ГМК-1Г применяется моментная азимутальная широтная коррекция. Через 60 с после подачи питания на систему в автомате согласования срабатывает реле времени, преобразующее схему таким образом, что дальнейший режим работы системы зависит от положения органов управления на пульте (рис. 9.49).

Когда переключатель «Осн.-Зап.» стоит в положении «Основной», а переключатель режимов работы — в положении ГПК, то

с момента окончания режима пуска запасной гироагрегат переключается в режим магнитной коррекции и начинает согласовываться по магнитному курсу.

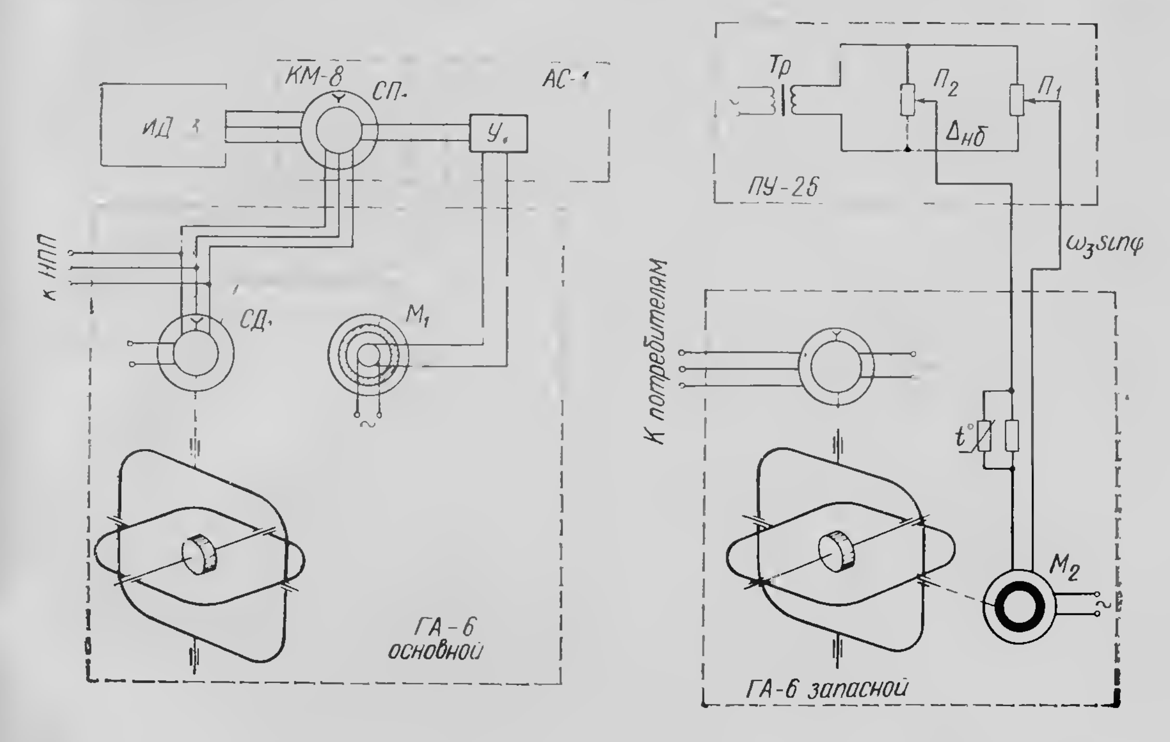


Рис. 9.48. Принципиальная электромеханическая схема ГМК-1Г в режиме начального согласования (первые 60 с после включения питания)

Согласование по магнитному курсу происходит с двумя скоростями: большой 6 град/с при рассогласовании больше 2° и малой— при рассогласовании меньше 2°.

Если при пуске окажется, что переключатель «Осн.-Зап.» находится в положении «Основной», а переключатель режимов работы системы — в положении «МК», то режим работы гироагрегатов после окончания режима пуска останется тем же. Запасной гироагрегат окажется несогласованным.

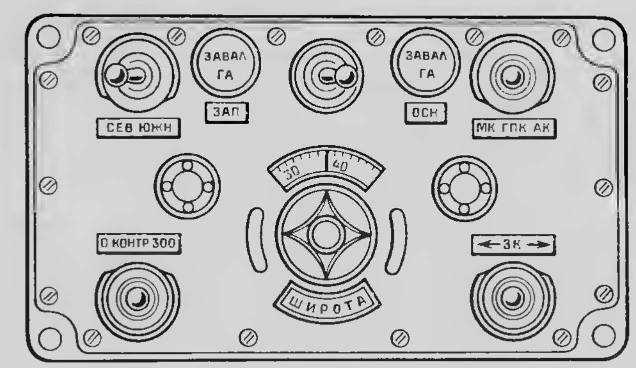


Рис. 9.49. Передняя панель пульта управления курсовой системы ГМК-1Г

Согласование запасного гироагрегата по магнитному курсу происходит, если переключатель «Осн.-Зап.» установить в положение «Запасной», а переключатель режимов работы — в положение «МК». В этом случае запускается система автоматического согласования, и запасной гироагрегат начинает согласовываться по магнитному курсу.

9.6.2. Режим гирополукомпаса (ГПК)

Режим гирополукомпаса — основной режим работы системы. Он задается установкой переключателя режимов работы в положение ГПК. Когда переключатель «Осн.-Зап» находится в положении «Основной», основной гироагрегат работает в режиме ГПК, а запасной — в режиме магнитной коррекции. Основные потребители курса подключаются к основному гироагрегату, вспомогательные — к запасному. Если переключатель режимов работы оставить в положении «ГПК», а переключатель «Осн.-Зап.» переключить в положение «Запасной», то запасной гироагрегат будет работать в режиме ГПК, а основной — в режиме МК. Потребители основные в этом случае подключены к запасному гироагрегату, а второстепенные — к основному.

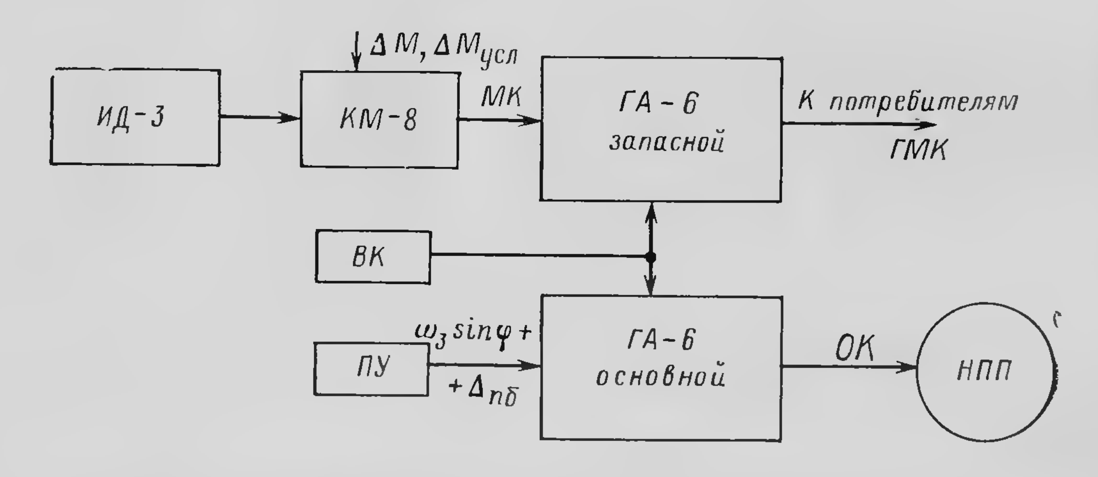


Рис. 9.50. Функциональная схема курсовой системы ГМК-1Г в режиме гирополукомпаса по линии основного и запасного гироагрегатов при установке переключателя «Осн.-Зап.» в положение «Основной»:

ИД-3—индукционный датчик; КМ-8—коррекционный механизм; ПУ—пульт управления; ВК — выключатель коррекции; ГМК — гиромагнитный курс; ОК—ортодромический курс; НПП—навигационно-пилотажный прибор; ΔM — магнитное склонение; $\Delta M_{усл}$—условное магнитное склонение; ГА-6—гироагрегат; МК—магнитный курс

Рассмотрим работу курсовой системы ГМК-1Г в режиме гирополукомпаса по линии основного и запасного гироагрегатов (рис. 9.50 и 9.51). Как видно из рис. 9.50 и 9.51, основной гироагрегат работает в режиме гирополукомпаса.

Удержание собственной оси вращения гироскопов гироагрегатов в горизонтальной плоскости производится с помощью горизонтальной коррекции, которая аналогична горизонтальной коррекции курсовой системы КС-6 и поэтому на рис. 9.51 не показана.

Азимутальная коррекция — моментная. Она состоит из коррекционного двигателя M_1, на который поступает сигнал с широтного потенциометра $П_1$ и потенциометра небаланса $П_2$ пульта управления. В системе азимутальной коррекции имеется схема термостабилизации (сопротивления R_1 и R_2), обеспечивающая компен-

сацию температурных ошибок системы. Моменты трения по внутренней оси карданова подвеса гироскопа и, следовательно, собственные уходы гироскопа в азимуте в ГА-6 уменьшаются благодаря использованию вращающихся подшипников такого же типа, как и в системе ТКС-П.

Применение вращающихся подшипников позволило при кинетическом моменте гироскопа в гироагрегате ГА-6, существенно меньшем, чем в курсовой ссистеме ТКС-П, получить сравнительно небольшую скорость собственного ухода гироскопа в азимуте — 2,5 град/ч, при массе гироагрегата 3,5 кг (масса же ГА-3 системы ТКС-П составляет 12,5 кг).

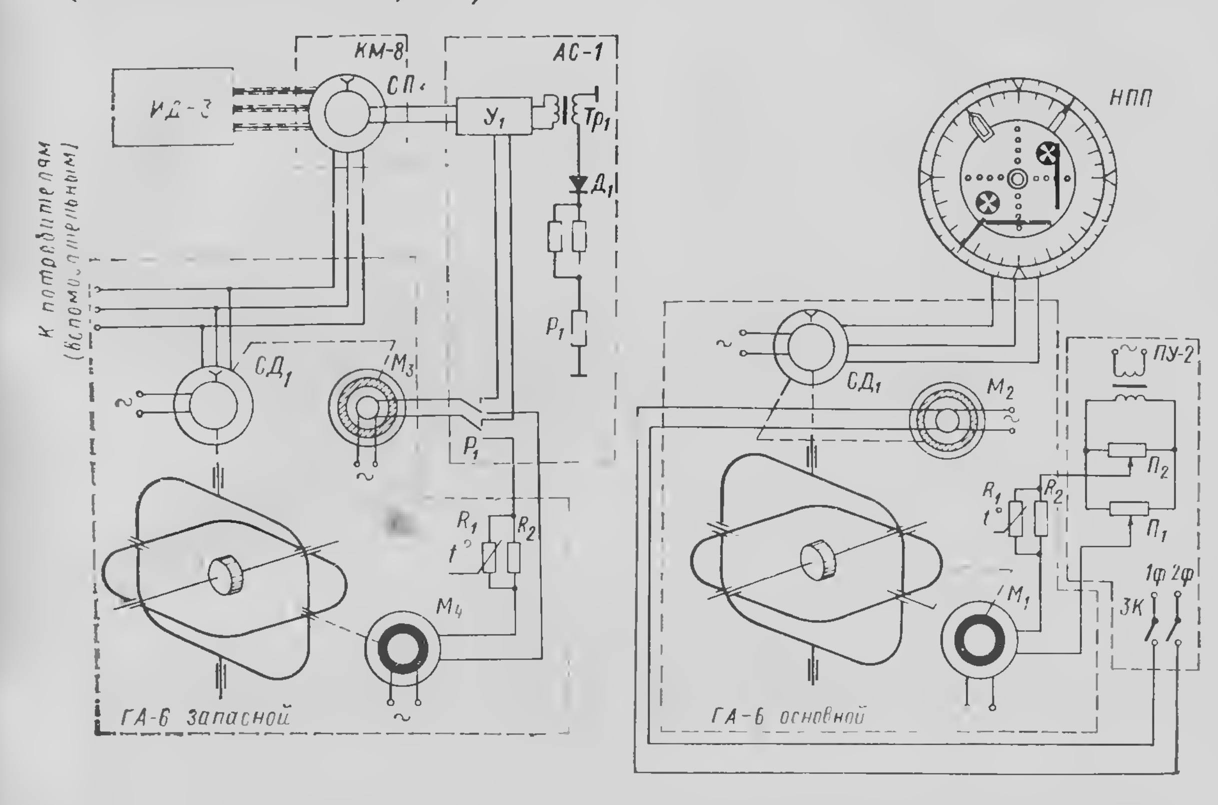


Рис. 9.51. Принципиальная электромеханическая схема курсовой системы ГМК-1Г в режиме гирополукомпаса по линии основного и запасного гироагрегатов при установке переключателя «Осн.-Зап.» в положение «Основной»

В ГА-6 отсутствует дополнительная следящая рама для уничтожения кардановой ошибки, поэтому она в системе ГМК-1Г имеет место.

Выключатель коррекции в системе отключает горизонтальную коррекцию и компасы-корректоры: индукционный датчик и астрокомпас на виражах.

Ортодромический курс с сельсина $СД_1$ основного гироагрегата поступает в навигационно-пилотажный прибор и индицируется на нем по подвижной внутренней шкале и неподвижному индексу.

Задатчиком курса ЗК с пульта управления можно установить любой курс на НПП, для этого тумблер ЗК нажимается вправо или влево, и двигатель M_2 основного гироагрегата подключается к

переменному напряжению и разворачивает статор сельсина $СД_1$. Контроль устанавливаемого курса производится по шкале НПП.

В то время, когда основной гироагрегат работает в режиме гирополукомпаса, запасной работает в режиме магнитной коррекции, и от него получает гиромагнитный курс вспомогательные потребители.

В этом случае действуют следящие системы ИД-3—КМ-8, КМ-8 — ГА-6 (запасной), ГА-6 — потребители вспомогательные.

Назначение и принцип работы следящей системы «индукционный датчик — коррекционный механизм» рассмотрены в разд. 9.3.1.

Особенность следящей системы «коррекционный механизм — гироагрегат» в ГМК-1Г состоит в том, что согласование гироагрегатов осуществляется с двумя скоростями: большая скорость получается за счет следящей системы, состоящей из сельсина-датчика $СП_1$, коррекционного механизма, усилителя $У_1$ автомата согласования и двигателя $М_3$ гироагрегата. При рассогласовании больше 2° двигатель $М_3$ разворачивает статор сельсина $СД_1$ гироагрегата, осуществляя согласование положений сельсина $СП_1$ и сельсина $СД_1$. Если рассогласование будет меньше чем 2°, то напряжение, снимаемое со специального трансформатора $Тр_1$ усилителя $У_1$, будет таким, что реле $Р_1$, включенное во вторичную обмотку этого трансформатора через диод $Д_1$, сработает и своими контактами переключит выход усилителя $У_1$ на коррекционный двигатель $М_4$, расположенный на внутренней оси карданова подвеса гироскопа. В результате образуется следящая система с использованием прецессионного движения гироскопа. Скорость работы такой следящей системы будет 1,5÷7 град/мин.

Вспомогательные потребители получают гиромагнитный курс от сельсина $СД_1$ запасного гироагрегата.

9.6.3. Режим магнитной коррекции (МК)

Режим магнитной коррекции задается установкой на пульте управления переключателя рода работы системы в положение «МК». При установке переключателя «Осн.-Зап.» в положение «Основной» основной гироагрегат работает в режиме магнитной коррекции, и гиромагнитный курс от него индицируется на навигационно-пилотажном приборе. В случае установки на коррекционном механизме (рис. 9.52) величины магнитного склонения ΔM или условного магнитного склонения $\Delta M_{усл}$ на НПП будет индицироваться соответственно истинный и ортодромический курсы. Функции коррекционного механизма КМ-8 те же, что и аналогичных механизмов в системах КС-6 и ТКС-П.

Запасной гироагрегат в это время работает в режиме гирополукомпаса, и от него получают данные ортодромического курса вспомогательные потребители.

При установке переключателя «Осн.-Зап.» в положение «Запасной» запасной гироагрегат работает в режиме МК, а основной — в ГПК. Основные потребители курса и НПП при этом окажутся подключенными к запасному гироагрегату, а вспомогательные потребители — к основному.

НПП будет индицировать гиромагнитный курс от запасного гироагрегата. Работу курсовой системы при этом можно проследить по рис. 9.51.

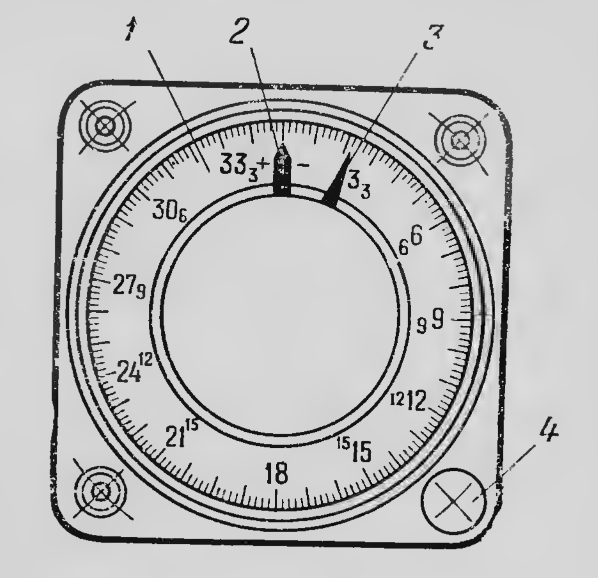


Рис. 9.52. Лицевая сторона коррекционного механизма:
1—шкала; *2*—отметчик склонения; *3*—стрелка компасного курса; *4*—кремальера

9.6.4. Режим астрокоррекции (АК)

Режим астрокоррекции задается установкой на пульте управления переключателя режимов работы системы в положение «АК.». При установке переключателя «Осн.-Зап.» в положение «Основной» основной гироагрегат подключается к астрокомпасу через блок Д-62. Основные потребители и НПП получают истинный или ортодромический курс от астрокомпаса в зависимости от режима его работы.

Запасной гироагрегат в это время работает в режиме гирополукомпаса, и от него ортодромический курс поступает к вспомогательным потребителям.

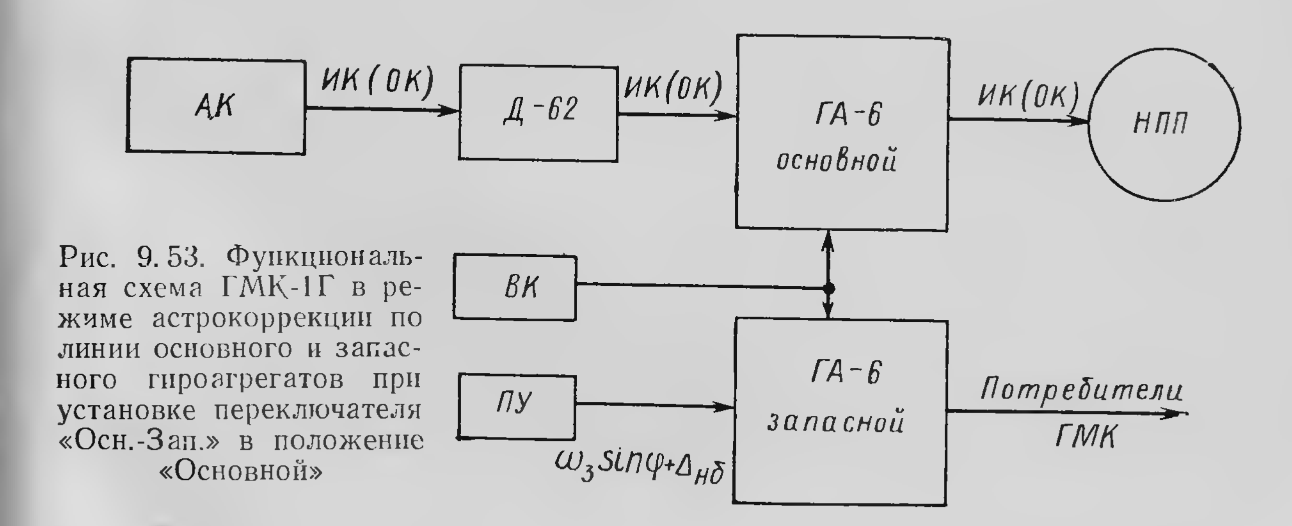


Рис. 9.53. Функциональная схема ГМК-1Г в режиме астрокоррекции по линии основного и запасного гироагрегатов при установке переключателя «Осн.-Зап.» в положение «Основной»

Если переключатель «Осн.-Зап» установить в положение «Запасной», то запасной гироагрегат будет работать в режиме астрокоррекции (рис. 9.53), а основной — в режиме ГПК; соответст-

венно переключатся и потребители: основные потребители и НПП окажутся подключенными к запасному гироагрегату, а вспомогательные — к основному.

Принципиальная электромеханическая схема системы в режиме АК отличается от схемы на рис. 9.51 только тем, что вместо сельсина коррекционного механизма к гироагрегату подключается сельсин блока Д-62. Блок Д-62 является переходным устройством, связывающим астрокомпас с курсовой системой.

9.6.5. Система контроля, основные технические данные и летная эксплуатация ГМК-1Г

В рассматриваемой курсовой системе имеется встроенный контроль, с помощью которого можно быстро и надежно проверить функционирование системы.

Система контроля работает следующим образом. Переключатель режимов работы необходимо поставить в положение «МК» и, если переключатель «Осн.-Зап.» стоит в положении «Основной», то образуются следящие системы: ИД-КМ, КМ-ГА (основной), ГА (основной) — НПП, функционирование которых и проверяется. При установке на пульте управления переключателя «Контр.» в положение «0» на сигнальную обмотку индукционного датчика (см. рис. 9.7) подается постоянное напряжение, которое намного больше напряжения, наводимого горизонтальной составляющей магнитного поля Земли. Подаваемое на сигнальную обмотку постоянное напряжение создает в индукционном датчике результирующий магнитный поток, который по направлению эквивалентен курсу 0°. Если курсовая система работает исправно, то на стрелке коррекционного механизма и шкале НПП будет значение курса, близкое к нулю.

Если установить переключатель «Контр.» в положение «300», то на сигнальную обмотку коррекционного механизма поступит постоянное напряжение, которое заставит систему показывать курс, близкий к «300».

Поставив переключатель «Осн.-Зап.» на пульте управления в положение «Запасной», проверку системы можно повторить. В этой проверке вместо следящей системы ГА (основной) — НПП будет участвовать следящая система ГА (запасной) — НПП.

На пульте управления, кроме того, расположены две сигнальные лампочки, под которыми имеются надписи «Зап.» и «Осн.». Лампочки предназначены для сигнализации завала гироскопа по внутренней оси карданова подвеса на недопустимые углы.

Когда система работает нормально и завала гироскопов нет, то лампочки не горят. В случае, если один или оба гироскопа отклонятся во внутренней оси карданова подвеса на недопустимый угол, загорится соответствующая лампа, на которой можно прочесть «Завал ГА».

Курсовая система выпускается двух модификаций: ГМК-1Г и ГМК-1А.

В комплекте ГМК-1Г отсутствует собственный указатель курса. Для индикации используется НПП системы «Привод». На этих же приборах индицируются курсовые углы и пеленги радиостанции, сигналы которых поступают с АРК через систему «Привод».

Курсовая система ГМК-1А имеет всего один гироагрегат и устанавливается на самолетах, где система «Привод» отсутствует. Курс, курсовые углы и пеленги радиостанций индицируются на указателе УГР-4УК.

Основные технические данные

Температурный диапазон работы системы, °С	—60÷+50
Высота, до которой система может быть использована, км	25
Собственный уход гироскопа за 1 ч, град:	
в нормальных условиях	±2,5
при температурах от —60 до +50° С	±3,5
Погрешность выдачи сигналов гиромагнитного курса без учета собственных погрешностей указателей, град	±1,5
Количество внешних потребителей (сельсинов)	не более 5
Скорость согласования:	
нормальная (малая), град/мин	1,5±7
большая, град/с	не менее 6
большая от курсозадатчика, град/с	не менее 2
Время готовности в режимах, не более, мин:	
МК и АК	3
ГПК	5
Источник питания:	
трехфазного тока, В	36±10%; 400 Гц±2%
однофазного тока (при наличии указателя УГР-4УК), В	45±10%; 400 Гц±2%
постоянного тока, В	27±10%
Потребляемая мощность:	
постоянного тока, Вт	25 (ГМК-1А) 50 (ГМК-1Г)
переменного тока, ВА	60 (ГМК-1А) 130 (ГМК-1Г)
Масса, кг:	
ГМК-1Г	13
ГМК-1А	10

Перед полетом курсовая система проверяется на функционирование с помощью переключателя «Контроль». Кроме того, следует помнить, что при проверке с помощью рукоятки «Контроль» при установке ее в положение «0» и «300» должны гореть лампы «Завал ГА», что свидетельствует об исправности системы сигнализации завалов гироагрегата.

Для удобства пользования системой в табл. 9.4 сведены данные об индицируемых курсах при различных режимах работы системы.

Таблица 9.4

Положение органов управления режимов работы	Величина, вводимая на КМ	Курсы			
		указателей		потребителей	
		по стрелке КМ	по подвижной шкале НПП	основных	вспомогательных
1	2	3	4	5	6
ГПК	0	КК	ОК	ОК	ГМК
	ΔM				ИК
	$\Delta M_{усл}$				ОК
МК	0	КК	ГМК	ГМК	ОК
	ΔM		ИК	ИК	
	$\Delta M_{усл}$		ОК	ОК	
АК	0, ΔM, $\Delta M_{усл}$	КК	$ИК_а$, $ОК_а$	$ИК_а$, $ОК_а$	ОК

Примечание. Обозначения те же, что и в табл. 9.1, 9.2, 9.3. Положение тумблера «Осн.-Зап.» не влияет на индикацию курсов, а определяет только гироагрегат, от которого поступает курс.

Глава 10

НАВИГАЦИОННЫЕ ИНДИКАТОРЫ

10.1. ОБЩИЕ ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ НАВИГАЦИОННЫХ ИНДИКАТОРОВ

Одной из основных задач воздушной навигации является определение текущего местоположения самолета относительно заранее выбранной системы координат. Местоположение самолета может быть определено различными методами: визуально, с помощью радиотехнических и астросредств. Перечисленные методы имеют существенный недостаток, заключающийся в том, что все они требуют либо определенных метеорологических условий, либо дополнительного наземного оборудования района полетов.

Штурман воздушного судна имеет возможность определения текущего местоположения самолета методом счисления пути, сущность которого заключается в том, что штурман, зная скорость полета, направление и время полета, откладывает на карте отрезки пройденного пути, на которых скорость и направление полета оставались постоянными.

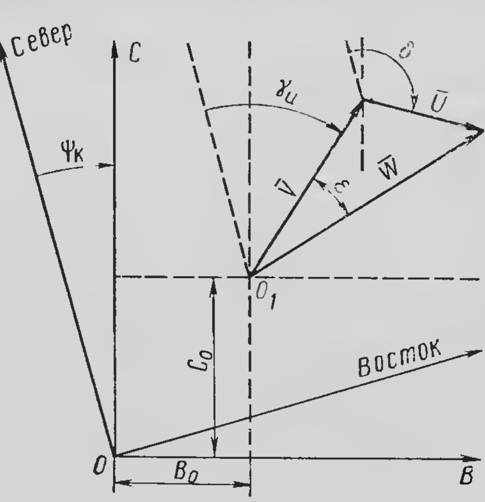


Рис. 10.1. К выводу уравнений навигационного индикатора

Автоматические устройства, выполняющие эти же операции, получили название автоштурманов или навигационных индикаторов. В основу работы этих устройств положены уравнения счисления текущих координат места самолета в прямоугольной системе координат.

Пусть BOC — некоторая прямоугольная система координат, в которой происходит определение текущего местоположения самолета (рис. 10.1). В общем случае система BOC может быть повернута относительно географической системы координат «Север — Восток» на некоторый угол $\psi_к$, отсчитываемый от северного направления меридиана по часовой стрелке. В момент начала счисления пройденного пути самолет находится в точке O_1 с координатами B_0 и C_0, имея путевую скорость $\overline{W}$, истинную воздушную

скорость $\bar{V}$, истинный курс $\gamma_и$, при этом на высоте полета направление ветра $\bar{U}$ определяется углом δ, отсчитываемым тоже от северного направления меридиана по часовой стрелке; здесь угол ε — угол сноса. Осуществляя непрерывное интегрирование вектора путевой скорости, получаем текущее местоположение самолета.

Как видно из рис. 10.1, если известен вектор путевой скорости W и угол сноса ε, то текущие координаты самолета в системе BOC можно определить следующим образом:

$$\left.\begin{aligned} B&=B_0+\int_0^t W\sin(\gamma_и-\psi_к+\varepsilon)\,dt;\\ C&=C_0+\int_0^t W\cos(\gamma_и-\psi_к+\varepsilon)\,dt. \end{aligned}\right\} \qquad (10.1)$$

Если же вектор путевой скорости не известен, то местоположение самолета определяется по известным значениям вектора истинной воздушной скорости и вектору ветра. В этом случае текущие координаты самолета определяются выражениями

$$\left.\begin{aligned} B&=B_0+\int_0^t [V\sin(\gamma_и-\psi_к)+U\sin(\delta-\psi_к)]\,dt;\\ C&=C_0+\int_0^t [V\cos(\gamma_и-\psi_к)+U\cos(\delta-\psi_к)]\,dt, \end{aligned}\right\} \qquad (10.2)$$

где B_0 и C_0 — начальные координаты самолета в системе BOC; $V\sin(\gamma_и-\psi_к)$ — проекция истинной воздушной скорости на ось B; $U\sin(\delta-\psi_к)$ — проекция ветра на ось B; $V\cos(\gamma_и-\psi_к)$ — проекция истинной воздушной скорости на ось C; $U\cos(\delta-\psi_к)$ — проекция ветра на ось C. Уравнения (10.1) и (10.2) изменяются в зависимости от метода измерения курса самолета.

10.2. НАВИГАЦИОННЫЙ ИНДИКАТОР ТИПА НИ-50БМ И ЕГО ЛЕТНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

В основу работы навигационного индикатора НИ-506БМ положены уравнения (10.2). Как видно из этих уравнений, для определения текущих координат местоположения самолета в каждый момент времени необходимо знать значения истинной воздушной скорости, курса самолета, величину и направление ветра. Истинная воздушная скорость и курс самолета определяются автоматически, а параметры ветра и угол карты задаются в системе вручную.

В соответствии с решаемыми в индикаторе уравнениями (10.2) функциональная схема индикатора может быть представлена на рис. 10.2.

Датчик воздушной скорости предназначен для измерения истинной воздушной скорости полета и выдачи электрического сигнала, пропорционального измеренной скорости. Измерение истинной воздушной скорости происходит по определяемому динамическому давлению, представляющему разность полного и статического давлений. Измерение скорости происходит с учетом температуры заторможенного воздушного потока, которая замеряется датчиком температуры ПТ.

В автомате курса истинная воздушная скорость раскладывается на составляющие по осям прямоугольной системы координат. Для этого в него поступает курс от какого-либо измерителя и вводится угол карты.

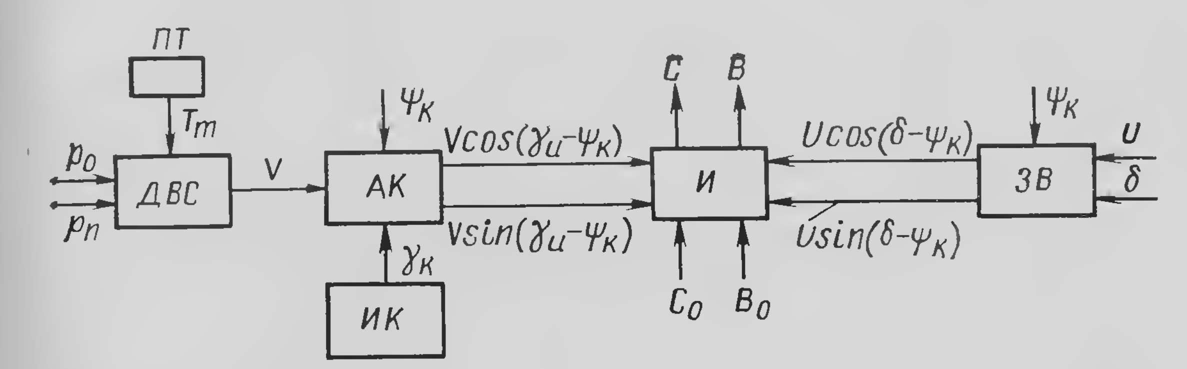


Рис. 10.2. Функциональная схема навигационного индикатора НИ-50БМ: p_0—статическое давление; $p_п$—полное давление; $T_т$—температура заторможенного потока; V—истинная воздушная скорость; ДВС—датчик воздушной скорости; $\psi_к$—угол карты; АК—автомат курса; $\gamma_и$—курс самолета; C и B—координаты местоположения самолета; C_0, B_0—начальные координаты местоположения самолета; U—скорость ветра; И—интегратор; ЗВ—задатчик ветра; δ—направление ветра

Задатчик ветра предназначен для преобразования вектора ветра в электрические сигналы, пропорциональные составляющим ветра по осям прямоугольной системы координат.

В интеграторе происходит суммирование сигналов, поступающих от автомата курса и задатчика ветра, и их интегрирование по времени. Результатом интегрирования являются текущие координаты C и B местоположения самолета в выбранной прямоугольной системе координат, если C_0 и B_0 — его начальные координаты.

Навигационный индикатор НИ-50БМ является электромеханическим устройством, его принципиальная схема изображена на рис. 10.3.

Истинная воздушная скорость в датчике воздушной скорости определяется по уравнению

$$V=c\sqrt{T_т}\left(\frac{p_д}{p}\right)^{\alpha}, \qquad (10.3)$$

где c — постоянный коэффициент; $T_т$ — температура заторможенного потока; α — коэффициент, близкий к 0,5; $p_д$, p — динамическое и статическое давление соответственно.

Решение этого уравнения осуществляется с помощью трех функциональных потенциометров П₁, П₂ и П₃, причем щетка потенциометра П₁ перемещается пропорционально статическому давлению, щетка потенциометра П₂ — пропорционально динамическому давлению, а щетка потенциометра П₃ перемещается двигателем M_1, который управляется от усилителя $У_1$, на вход которого подается сигнал, сформированный на функциональных потенциометрах $П_1$,

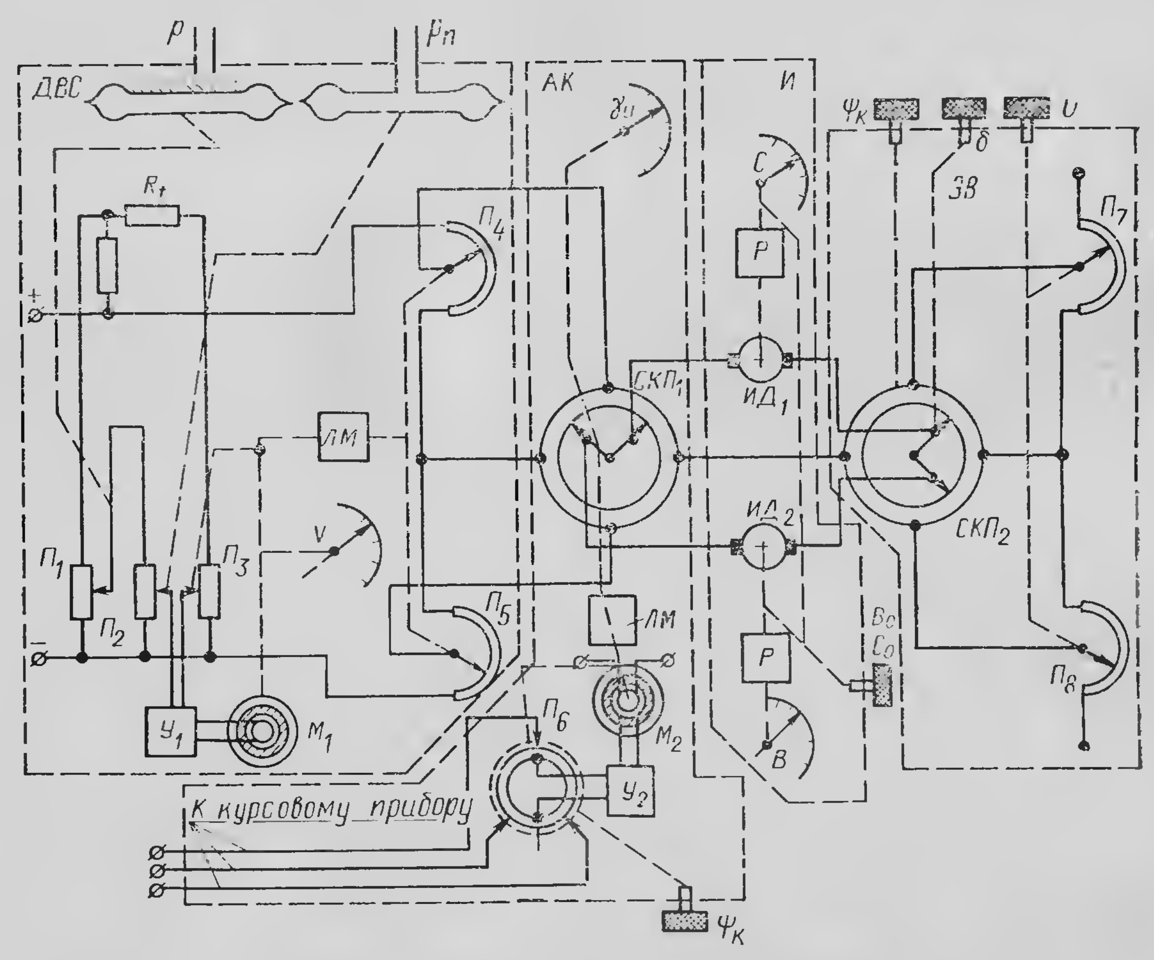


Рис. 10. 3. Электромеханическая схема навигационного индикатора:
$П_1$, $П_2$, $П_3$—функциональные потенциометры; $П_4$, $П_5$, $П_6$, $П_7$, $П_8$—линейные потенциометры; $У_1$, $У_2$—усилители; M_1, M_2—двигатели переменного тока; ЛМ—лекальный механизм; $СКП_1$, $СКП_2$—синусно-косинусные потенциометры; Р—редуктор; $ИД_1$, $ИД_2$—интегрирующие двигатели

$П_2$ и $П_3$. Учет температуры воздуха осуществляется с помощью резистора R_t, включенного в счетно-решающую цепь, электрическое сопротивление которого зависит от температуры заторможенного потока. Двигатель M_1 также перемещает движки потенциометров $П_4$ и $П_5$, с которых снимается напряжение, пропорциональное истинной воздушной скорости. Двигатель M_1 связан со щетками потенциометров через лекальный механизм такого же типа, как и рассмотренный в разд. 9.3.1, назначение которого — компенсация инструментальных ошибок электромеханической счетно-решающей схемы датчика воздушной скорости. Одновременно с этим двигатель поворачивает стрелку, которая служит для отсчета истинной

воздушной скорости по шкале датчика воздушной скорости. Шкала скорости проградуирована в км/ч и имеет пределы измерения от 300 до 1200 км/ч, цену деления 10 км/ч.

Следует отметить, что датчик воздушной скорости может быть использован как резервный прибор скорости, тем более, что он измеряет скорость точнее, чем прибор типа КУС, так как в ДВС осуществляется непосредственный учет температуры наружного воздуха, а не по стандартной атмосфере, как в КУС.

Напряжение постоянного тока, пропорциональное истинной воздушной скорости, поступает в автомат курса, на круговой синусно-косинусный потенциометр $СКП_1$. Синусная зависимость на этом потенциометре получается путем шунтирования его участков постоянными сопротивлениями. Щетки потенциометра $СКП_1$ поворачиваются на величину истинного курса $\gamma_и$ с помощью двигателя M_2, который вместе с усилителем $У_2$ и круговым потенциометром $П_6$ образуют приемную часть следящей системы трансляции курса от какого-либо курсового прибора в автомат курса.

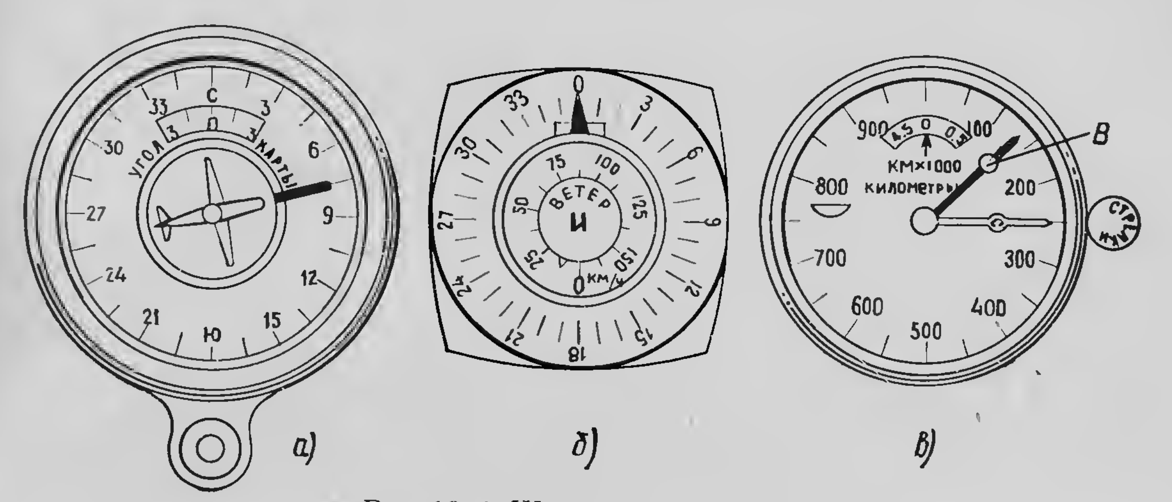


Рис. 10. 4. Шкалы приборов.
а—автомата курса; *б*—задатчика ветра; *в*—счетчика координат

В механическую передачу от двигателя к щеткам встроен также лекальный механизм, назначение которого — компенсация инструментальных ошибок следящей системы и устранение магнитной девиации в случае использования в качестве курсового прибора — магнитного компаса.

Сам потенциометр с помощью кремальеры может поворачиваться на величину угла карты и при необходимости на величину магнитного склонения. Отсчет вводимых величин производится по шкале угла карты (рис. 10.4,*а*). По шкале автомата курса осуществляется отсчет курса; цена деления шкалы 2°.

Таким образом, со щеток потенциометра $СКП_1$ снимается напряжение постоянного тока, пропорциональное первым членам подынтегральных выражений уравнений (10.2).

В задатчике ветра моделируются вторые члены подынтегральных выражений (10.2). Напряжение, пропорциональное величине

ветра, снимается со щеток потенциометров $П_7$ и $П_8$, которые поворачиваются с помощью рукоятки *И* (рис. 10.4,*б*).

Это напряжение поступает на синусно-косинусный потенциометр $СКП_2$, аналогичный такому же потенциометру в датчике воздушной скорости. Щетки $СКП_2$ разворачиваются на величину δ вручную, а сам потенциометр может быть повернут на величину угла карты. Напряжение, пропорциональное составляющим ветра, снимается со щеток $СКП_2$ и поступает на интегрирующие двигатели $ИД_1$ и $ИД_2$. На эти же двигатели поступает напряжение, снимаемое с $СКП_1$.

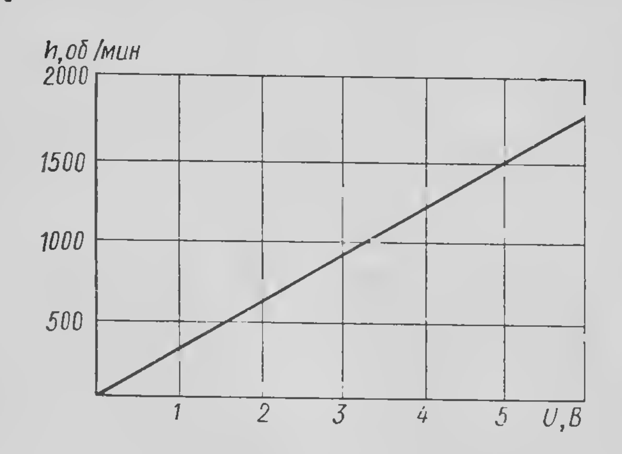


Рис. 10.5. Характеристика интегрирующего двигателя

Интегрирующие двигатели, расположенные в счетчике, представляют собой малогабаритные двигатели постоянного тока с возбуждением от постоянного магнита, у которых скорость вращения якоря пропорциональна подводимому напряжению (рис. 10.5). Кроме того, эти двигатели при изменении нагрузки на валу от холостого хода до номинальной величины изменяют частоту вращения всего на 2—5%. Точность интегрирования подводимого напряжения составляет 0,5—1%.

Валы двигателя через редуктор соединены со стрелками *С* и *В*, которые по шкале счетчика (рис. 10.4,*в*) указывают путь, пройденный самолетом в направлении осей *С* и *В* системы координат *ВОС*. Основная шкала счетчика, относительно которой вращаются стрелки *В* и *С* разградуирована от 0 до 1000 км, цена деления 5 км, а дополнительная шкала (в окошке) служит для отсчета в направлении *ОС* до 5000 км. Для ручной установки стрелок на лицевой части прибора имеется кремальера с надписью «Стрелки».

При нажатии кремальеры «от себя» и одновременном повороте вращается стрелка *В*, а при нажатии «на себя» и одновременном повороте — стрелка *С*. В левой части шкалы имеется окошечко в виде сегмента, в котором при работающем счетчике вращаются контрольные индексы и по ним можно судить о функционировании прибора.

10.2.1. Погрешности навигационного индикатора

Навигационному индикатору присущи инструментальные и методические погрешности.

Инструментальные погрешности обусловлены инструментальными погрешностями элементов, используемых для решения его уравнений. В первую очередь это интегрирующие двигатели, потенциометры, мембранные коробки, механические передачи. Наиболее

значительную часть инструментальной погрешности составляет погрешность, возникающая при изменении напряжения питания постоянного тока. При изменении напряжения питания бортовой сети постоянного тока при одном и том же значении истинной воздушной скорости и ветра на интеграторы поступают различные напряжения, которые при интегрировании дают ошибку, увеличивающуюся со временем. С целью уменьшения этой погрешности в индикаторе используется ручной регулятор напряжения, с помощью которого штурман обязан поддерживать напряжение постоянным.

Методическая погрешность индикатора зависит от методических погрешностей измерителей и ошибок введенных данных.

Средняя квадратичная погрешность определения местоположения самолета навигационным индикатором может быть подсчитана по формуле

$$\sigma = Wt\sqrt{\left(\frac{\sigma V}{V}\right)^2\left(\frac{V}{W}\right)^2+\left(\frac{V}{W}\right)^2\sigma\gamma^2+\sigma\psi_{\text{к}}+\left(\frac{\sigma U}{W}\right)^2+\left(\frac{U}{W}\right)^2\sigma\delta^2}, \qquad (10.4)$$

где σV, $\sigma\gamma$, $\sigma\psi_{\text{к}}$, σU, $\sigma\delta$ — ошибки измерения и ввода истинной воздушной скорости, курса, угла карты, величины и направления ветра соответственно; W — путевая скорость; t — время. Кроме того, уравнения (10.2) получены в предположении, что вектор истинной воздушной скорости совпадает с осью приемника воздушного давления. В действительности же вектор истинной воздушной скорости, во-первых, не лежит в горизонтальной плоскости за счет угла наклона траектории и угла атаки, а во-вторых, вектор скорости в горизонтальной плоскости не совпадает с измерительной осью приемника воздушного давления из-за наличия угла скольжения. Естественно, что это приводит к ошибке в измерении скорости и ошибке в определении местоположения самолета.

10.2.2. Основные технические данные и летная эксплуатация навигационного индикатора НИ-50БМ

В комплект навигационного индикатора входят: датчик истинной воздушной скорости, автомат курса, задатчик ветра, счетчик, приемник температуры, распределительная коробка и трафарет.

Основные технические данные

Система отсчета, в которой указываются координаты самолета	прямоугольная с произвольной ориентацией в азимутальной плоскости
Питание индикатора:	
от источника постоянного тока	24—28 В
от источника переменного тока	36 В, 400 Гц

Потребляемая мощность:

по постоянному току	25 Вт
по переменному току	30 ВА
Диапазон измерения истинной воздушной скорости	200÷1100 км/ч
Рабочий диапазон датчика ветра	0+150 км/ч
Инструментальные погрешности	5—7% от пройденного пути
Масса	не более 8 кг

Для проверки навигационного индикатора перед полетом необходимо: включить питание, убедиться, что показание курса автомата курса расходится с соответствующим курсовым прибором не более чем на 2°; установить на автомате курса и задатчике ветра угол карты, равный значению курса, установить на задатчике ветра направление ветра, равное курсу. Этими действиями индикатор подготавливается к определению координат самолета в прямоугольной системе координат, когда стрелка *С* показывает пройденное расстояние вдоль линии пути, а стрелка *В* — боковое уклонение от линии пути. Если теперь на задатчике ветра установить скорость ветра, например 120 км/ч, то через 5 мин при исправно работающем индикаторе стрелка должна показывать 10 км, а стрелка *В* — нуль. При изменении направления ветра на 90° от установленного в предыдущем случае стрелка *В* должна через 5 мин показывать 10 км, а стрелка *С* — нуль.

Тактика использования индикатора НИ-50БМ при полетах в ограниченном районе и при полетах по протяженным трассам различна. Полеты в ограниченном районе характеризуются сложной формой линии пути и сравнительно небольшими удалениями от центра района. К таким полетам можно отнести полеты, связанные с химическими работами, патрулированием, разведкой, аэрофотосъемкой. В этом случае целесообразно систему счисления координат выбирать таким образом, чтобы весь маршрут укладывался в пределах первого квадранта.

При полете же по протяженным трассам на соответствующих шкалах прибора устанавливают угол карты, соответствующий заданному путевому углу, скорость и направление ветра на высоте полета и включают питание постоянным током при пролете самолетом точки начала отсчета счисления пути. В этом случае стрелка *С* будет показывать пройденное расстояние вдоль линии заданного пути, а стрелка *В* — боковое уклонение.

С помощью индикатора НИ-50БМ в полете можно определить параметры ветра. Для этого надо на датчике ветра установить значение ветра, равное нулю. В момент пролета над каким-либо ориентиром на счетчике устанавливаются его координаты. Через 15—20 мин полета либо визуально, либо с помощью других средств определяют местоположение самолета и одновременно считывают его координаты со стрелок индикатора. Затем наносят на карту все три точки: начальную, фактическое положение и расчетное место, определенное индикатором. Разделив расстояние, измеренное от точки фактического положения самолета до точки, определенной НИ-50БМ, на время полета, получаем скорость ветра. Направление ветра определяется углом между северным направлением меридиана и линией, соединяющей фактическое и определенное индикатором положения самолета, отсчитываемым по часовой стрелке.

10.3. АВТОМАТИЧЕСКОЕ НАВИГАЦИОННОЕ УСТРОЙСТВО АНУ-1 И ЕГО ЛЕТНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Навигационное устройство АНУ-1, так же как и индикатор НИ-50БМ, предназначено для определения текущих координат местоположения самолета в прямоугольной системе координат. В основу работы этого устройства положены уравнения (10.1), из которых видно, что в отличие от уравнений (10.2) здесь для счисления пути используется путевая скорость, следовательно, отпадает необходимость в учете ветра. В то же время, при использовании путевой скорости, необходимо принимать во внимание угол сноса. Значение путевой скорости и угла сноса АНУ-1 получает от системы доплеровского измерителя путевой скорости и угла сноса (ДИСС).

10.3.1. Принцип работы доплеровского измерителя путевой скорости и угла сноса ДИСС

Для измерения путевой скорости и угла сноса используется эффект Доплера. Сущность этого эффекта заключается в том, что если источник колебаний движется относительно наблюдателя, то

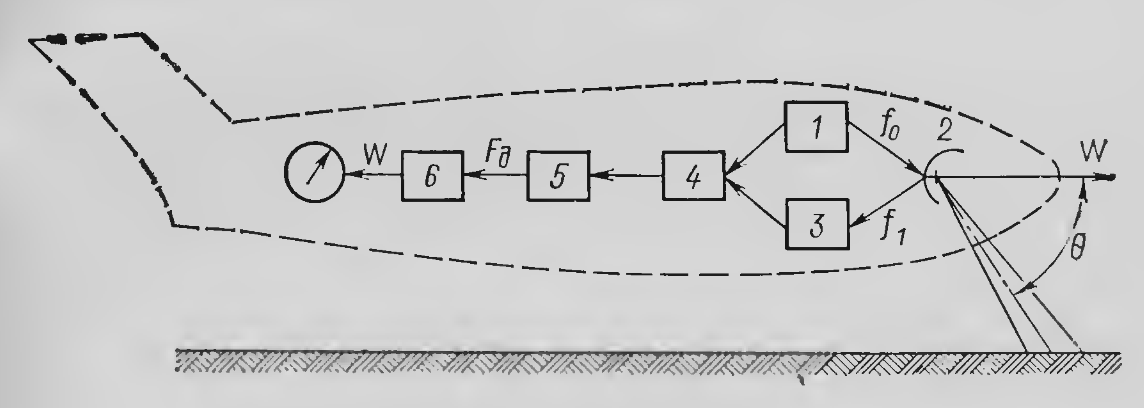


Рис. 10. 6. Блок-схема ДИСС:
1—генератор электромагнитных колебаний; *2*—антенна; *3*—приемник; *4*—смеситель; *5*—усилитель; *6*—частотомер

наблюдатель воспринимает колебания с частотой, отличающейся от излучаемой. Эта разность частот называется доплеровским сдвигом частот. Доплеровский сдвиг частот зависит от величины и направления скорости движения источника колебаний относительно наблюдателя.

Блок-схема ДИСС изображена на рис. 10.6. Генератор электромагнитных колебаний *1* через антенну *2* излучает электромагнит-

ные колебания частотой f_0 в направлении земли под углом θ. Отраженные колебания уже с частотой f_1 воспринимаются антенной и подаются в приемник *3*, откуда они поступают в смеситель *4*; туда же с генератора подаются колебания частоты f_0. В результате сравнения частот f_1 и f_0 в смесителе выделяется доплеровская частота $F_д$, пропорциональная путевой скорости самолета,

$$F_д = F_1 - f_0 = \frac{2f_0}{c} W \cos\theta, \qquad (10.5)$$

где W — путевая скорость; c — скорость распространения радиоволн. Доплеровская частота усиливается в усилителе *5* и подается в частотомер *6*, из которого сигнал, пропорциональный путевой скорости, поступает потребителям.

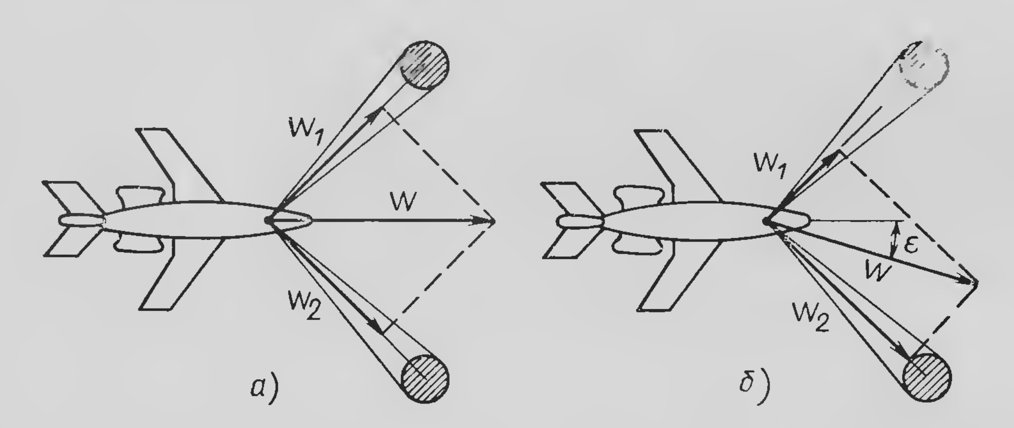


Рис. 10.7. К определению угла сноса:
а—угол сноса равен нулю; *б*—угол сноса равен ε

Для измерения угла сноса ε приемо-передающая антенна излучает и принимает два узконаправленных луча, расположенных под постоянным углом друг к другу (рис. 10.7,*а*). Когда угол сноса равен нулю и вектор путевой скорости W совпадает с продольной осью самолета, составляющие путевой скорости W_1 и W_2 по направлению излучения равны и поэтому доплеровские частоты $F_{д1}$ и $F_{д2}$ тоже равны.

При наличии угла сноса ε (рис. 10.7,*б*) составляющие W_1 и W_2 будут различными и появится разность $\Delta F_д$ между доплеровскими сдвигами частот $F_{д1}$ и $F_{д2}$, которая пропорциональна углу сноса ε, а ее знак определяет направление угла сноса. Сигнал, пропорциональный $\Delta F_д$, управляет разворотом антенны в положение, при котором $\Delta F_д = 0$, т. е. поворачивает антенну на угол, равный ε. Этот угол измеряется и используется потребителями.

Точность измерения путевой скорости и угла сноса зависит от стабильности генерируемой частоты f_0 и постоянства угла наклона θ излучения по отношению к земной поверхности. Поэтому для уменьшения погрешностей измерения предусматривается либо стабилизация антенны по сигналам от бортовой гировертикали или использование многолучевых антенн.

Ошибки измерения путевой скорости лежат в пределах от 0,2 до 0,9%, а измерения угла сноса — от 0,2 до 0,6%.

10.3.2. Режим работы АНУ-1 ДИСС

В этом режиме определение местоположения самолета осуществляется интегрированием путевой скорости, полученной от измерителя ДИСС. Этот режим является для системы основным,

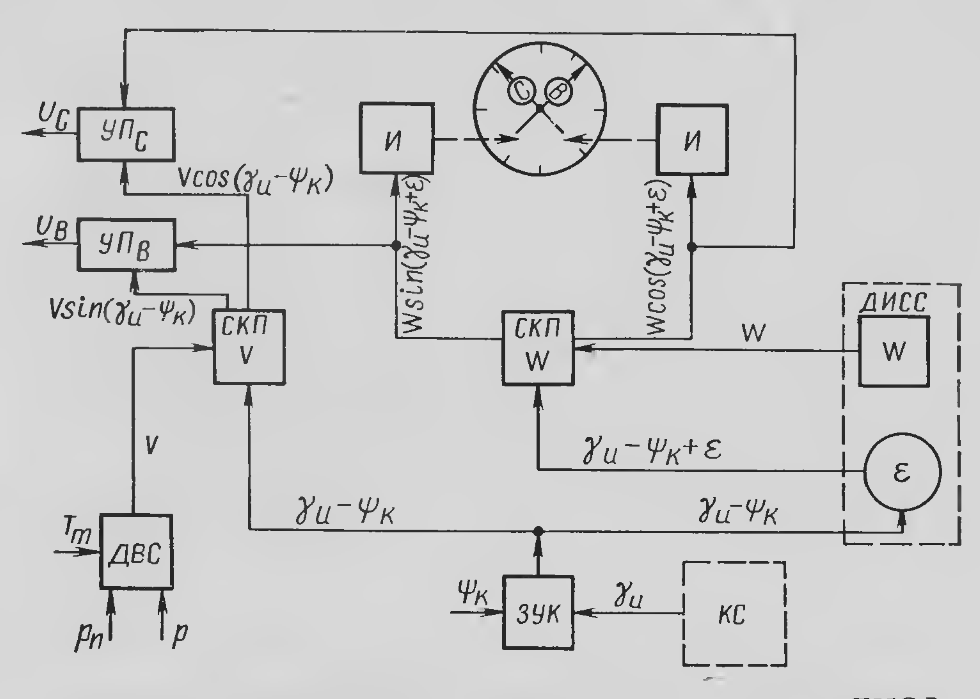


Рис. 10.8. Функциональная схема АНУ-1 в режиме ДИСС:
ДВС—датчик воздушной скорости; СКП-V—синусно-косинусный потенциометр воздушной скорости; СКП-W—синусно-косинусный потенциометр путевой скорости; $УП_C$, $УП_B$—узлы памяти; U_C, U_B—составляющие ветра в системе координат ВОС; И—интегратор; КС—курсовая система; $\psi_к$—угол карты; $\gamma_и$—истинный курс самолета; ε—угол сноса; W—путевая скорость; ЗУК—задатчик угла карты

поскольку он имеет наибольшую точность. В режиме ДИСС навигационный индикатор работает по схеме, изображенной на рис. 10.8. Путевая скорость полета самолета W из системы ДИСС транслируется в АНУ-1 в виде электрического напряжения, которое поступает на синусно-косинусный потенциометр СКП-W. Щетки этого потенциометра разворачиваются на угол $\gamma_и - \psi_к + \varepsilon$, который представляет собой угол между северным направлением условной прямоугольной системы координат *ВОС*, в которой производится счисление пути, и вектором W (см. рис. 10.1). Формирование угла $\gamma_и - \psi_к + \varepsilon$ осуществляется с помощью курсовой системы, откуда поступает в АНУ-1 курс самолета $\gamma_и$, с помощью ДИСС, от которого берется значение угла сноса ε и угла карты $\psi_к$, вводимого вручную на задатчике угла карты ЗУК-1. С выхода потенциометра СКП-W снимаются электрические напряжения, пропорци-

ональные составляющим путевой скорости по осям OC и OB системы BOC.

Эти напряжения поступают на интегрирующие двигатели счетчика, аналогичного такому же прибору в НИ-50, и его стрелки C и B показывают координаты местоположения самолета в системе BOC. Параллельно этому процессу датчик воздушной скорости ДВС (аналогичный ДВС-НИ-БМ) измеряет истинную воздушную скорость V и выдает ее значение в виде электрического напряжения, которое поступает на синусно-косинусный потенциометр СКП-V. Щетки СКП-V разворачиваются на угол $\gamma_и - \psi_к$, следовательно, с выхода потенциометра снимается электрическое напряжение, пропорциональное составляющим истинной воздушной скорости по осям OC и OB системы BOC.

Разность составляющих путевой скорости и истинной воздушной скорости по осям OC и OB представляет собой составляющие ветра U_C и U_B по этим же осям:

$$\left.\begin{aligned} U_C &= W\cos(\gamma_и - \psi_к + \varepsilon) - V\cos(\gamma_и - \psi_к); \\ U_B &= W\sin(\gamma_и - \psi_к + \varepsilon) - V\sin(\gamma_и - \psi_к). \end{aligned}\right\} \quad (10.6)$$

Решение уравнений (10.6) осуществляется на потенциометрических следящих системах узлов памяти: УП$_C$ и УП$_B$.

Таким образом, в режиме ДИСС, кроме непрерывного определения координат места, производится непрерывное определение параметров ветра.

10.3.3. Режимы работы АНУ-1 «Память» и «НИ-50»

В режиме «Память» для определения координат местоположения самолета используется истинная воздушная скорость, определяемая в ДВС, и значение параметров ветра, которые были определены в системе на момент переключения с режима ДИСС на режим «Память». В этом случае АНУ осуществляет решение уравнений

$$\left.\begin{aligned} B &= B_0 + \int_0^t [V\sin(\gamma_и - \psi_к) + U_B]\,dt; \\ C &= C_0 + \int_0^t [V\cos(\gamma_и - \psi_к) + U_C]\,dt. \end{aligned}\right\} \quad (10.7)$$

Функциональная схема работы системы в режиме «Память» представлена на рис. 10.9. Суммирование и интегрирование составляющих истинной воздушной скорости и скорости ветра осуществляется на том же счетчике, что и в режиме ДИСС.

Режим «Память» является кратковременным режимом работы системы и используется тогда, когда система ДИСС работает неустойчиво: при полете над штилевым морем и в горах, однако точность работы в этом режиме может быть выше, чем точность в режиме НИ-50.

Режим «НИ-50» или «Автономный» является резервным режимом работы и используется в случае, когда длительное время нельзя получать информацию о путевой скорости и угле сноса от ДИСС. Работа АНУ в этом режиме ничем не отличается от работы системы НИ-50БМ.

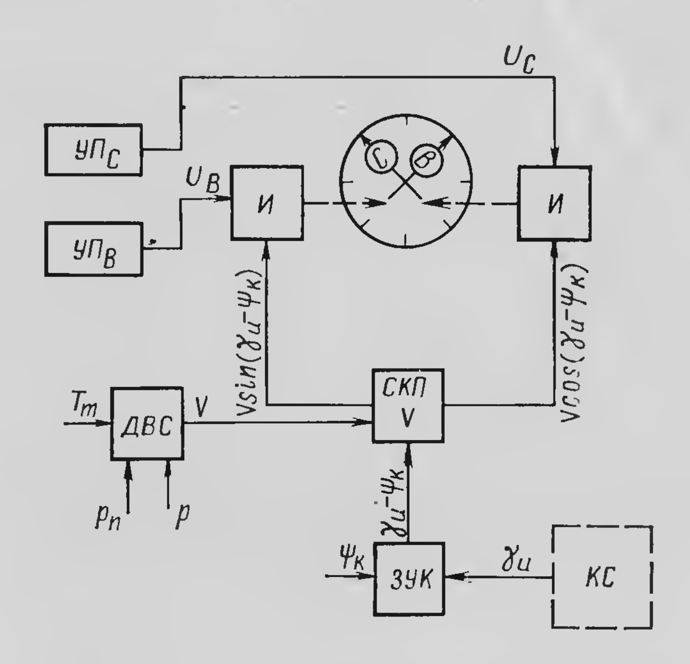


Рис. 10.9. Функциональная схема АНУ-1 в режиме «Память»

10.3.4. Основные технические данные АНУ-1

В гражданской авиации используются, кроме АНУ-1, его модификации (АНУ-1К, АНУ-1А и т. д.), отличающиеся конструктивными особенностями, зависящими от типа самолета и используемого курсового прибора.

В комплект АНУ-1 входят: датчик истинной воздушной скорости ДВС-НИ-50БМ, задатчик угла карты ЗУК-1; задатчик ветра ЗВ-1, приемник температуры П-1; блок коммутации БК-1; счетчик координат НИ-50 Сч; переключатель режимов В-1.

Основные технические данные

Система отсчета, в которой определяются координаты самолета	прямоугольная с произвольной ориентацией в азимуте
Питание автоматического устройства:	
от источника постоянного тока	27 В±7%
от источника переменного тока	36 В±3% и 115 В±3%

Потребляемая мощность:	
по постоянному току	40 ВТ
по переменному току	100 ВА
Диапазон рабочих высот	0—20000 м
Измеряемый диапазон скоростей ветра	0—200 км/ч
Диапазон путевых скоростей	200—1100 км/ч
Инструментальные погрешности:	
в режиме ДИСС	не более 2,5%
в режиме НИ-50	5÷6%

Точность работы системы в режиме «Память» в основном зависит от разности между фактическим ветром и ветром, запомненным в режиме ДИСС.

Летная эксплуатация АНУ-1 аналогична летной эксплуатации НИ-50БМ и в основном определяется работой доплеровского измерителя.

Использование в навигационной системе АНУ-1 различных физических способов определения путевой скорости значительно расширяет тактические возможности системы, повышает точность и надежность определения местоположения самолета.

Глава 11

ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ

11.1. ПРИНЦИП РАБОТЫ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ СИСТЕМ

По способу определения местоположения движущегося объекта инерциальные системы навигации относятся к системам счисления пути. Счисление пути в них производится двойным интегрированием ускорений, испытываемых движущимся объектом за время движения.

Измерителями ускорений являются специальные устройства, называемые акселерометрами.

Принцип работы инерциальных систем известен довольно давно, однако приемлемые для практики системы появились только в пятидесятые годы нашего столетия, поскольку точность работы инерциальных систем зависит от точности элементов ее составляющих: акселерометров, гироскопов, счетно-решающих устройств и т. д.

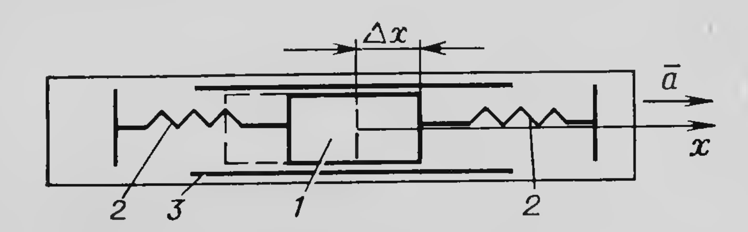


Рис. 11. 1. Принципиальная схема акселерометра:
1—масса; 2—пружины; 3—направляющие

Инерциальные системы навигации полностью автономны и помехоустойчивы. Их работа не зависит ни от работы радиотехнических средств, ни от магнитного поля Земли, ни от атмосферных условий и других факторов, что естественно полностью удовлетворяет требованиям безопасности полетов.

Основным чувствительным элементом инерциальной системы является акселерометр. Известно большое количество различных конструкций акселерометров для измерения линейных и угловых ускорений, но в каждом из них имеется некоторая масса и измерение ускорения сводится либо к измерению перемещения этой массы под действием ускорения, либо к измерению сил, действующих на эту массу.

Простейший акселерометр для измерения линейных ускорений представляет собой массу *1* (рис. 11. 1), связанную с корпусом прибора пружинами *2*. Масса *1* может перемещаться относительно корпуса прибора по направляющим *3* вдоль оси измерения или

оси чувствительности x. Корпус прибора жестко крепится на объекте (самолете).

Если самолет находится в покое или движется с постоянной скоростью в направлении оси чувствительности, то масса *1* не перемещается по направляющим, поскольку отсутствуют силы, растягивающие пружины. При движении самолета по направлению оси x с ускорением $\bar{a}$ масса *1* в силу своей инерционности будет отставать от движения самолета, так как согласно второму закону Ньютона на нее будет действовать инерционная сила:

$$F = ma, \qquad (11.1)$$

где m — масса чувствительного элемента; a — ускорение.

Эта сила и вызывает перемещение массы в сторону, противоположную действию ускорения. Движение массы будет продолжаться до тех пор, пока сила противодействия пружин $F_{пр}$ не уравновесит инерционную силу, следовательно, имеет место уравнение

$$F = F_{пр}. \qquad (11.2)$$

Поскольку противодействующая сила пружины зависит от жесткости пружины и величины ее растяжения, то

$$F_{пр} = c\Delta x, \qquad (11.3)$$

где c — удельная жесткость пружины; Δx — перемещение чувствительной массы.
Таким образом, исходя из выражений (11.2) и (11.3),

$$\Delta x = \frac{m}{c} a. \qquad (11.4)$$

Поскольку масса и жесткость пружины в приборе постоянны, то перемещение массы является мерой действующего ускорения.

Следует заметить, что акселерометр не измеряет ускорения силы тяжести, вызванного гравитационной силой, так как поле тяготения в одинаковой степени воздействует как на чувствительную массу, так и на самолет. Акселерометр, будучи установленный на тело, свободно падающее в безвоздушном пространстве, будет иметь нулевые показания.

Однако если самолет совершает прямолинейный горизонтальный полет с постоянной скоростью, то в горизонтальной плоскости на него действует сила тяги двигателей P и противоположная ей по направлению сила аэродинамического сопротивления воздуха Q_x, а по направлению вертикали — аэродинамическая подъемная сила Y и сила от веса самолета G. Для наших условий полета справедливы уравнения

$$P = Q_x;\ Y = G;\ G = m_c g, \qquad (11.5)$$

где m_c — масса самолета; g — ускорение силы тяжести.

Если ось чувствительности акселерометра направить по вертикали, то акселерометр измерит величину ускорения

$$a_y = \frac{Y}{m_c} = -g, \qquad (11.6)$$

которое численно равно ускорению силы тяжести g, но направлено вверх и вызвано негравитационной аэродинамической подъемной силой. Следовательно, при построении инерциальных систем навигации, предназначенных для аэродинамических объектов, считается, что акселерометры как бы реагируют на ускорение силы тяжести, хотя это и не так.

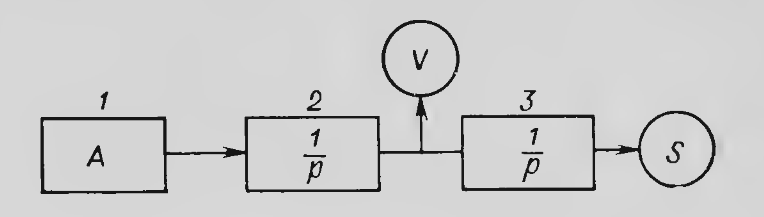


Рис. 11.2. Блок-схема инерциальной системы: *1*—акселерометр; *2, 3*—интеграторы

Пусть на самолете имеется инерциальная система счисления пути, состоящая из акселерометра *1* (рис. 11.2) и двух последовательных интеграторов *2* и *3* с указателями скорости V и пути S. Рассмотрим получение текущих координат местоположения самолета с помощью такой системы.

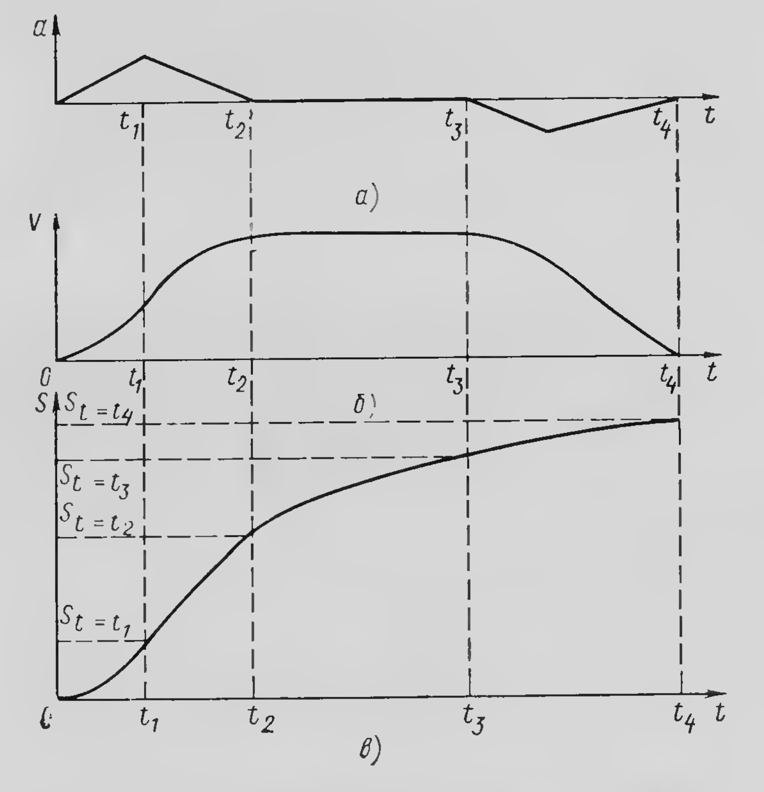


Рис. 11.3. К пояснению счисления пути инерциальной системой

В момент времени $t = 0$ самолет начинает разгоняться, изменяя свое ускорение в соответствии с зависимостью

$$a = kt, \qquad (11.7)$$

где k — постоянный коэффициент, характеризующий скорость изменения ускорения; t — время.

Графически изменение ускорения во времени изображается прямой линией (рис. 11. 3, *а*), см. участок $0—t_1$.

Ускорение a, измеренное акселерометром, поступает на первый интегратор, с выхода которого снимается значение скорости, равное

$$V=\int_0^t a\,dt=\int_0^f kt\,dt=\frac{kt^2}{2}. \qquad (11.8)$$

Изменение скорости во времени изображено на рис. 11. 3, *б* (участок $0—t_1$).

Интегрирование сигнала, пропорционального скорости, во втором интеграторе позволяет получить значение пройденного пути:

$$S=\int_0^t V\,dt=\int_0^t \frac{kt^2}{2}\,dt=\frac{kt^3}{6}. \qquad (11.9)$$

Его графическое изображение представляет кубическую параболу (на рис. 11. 3, *в*, участок $0—t_1$).

Если теперь начиная с момента $t=t_1$ самолет будет уменьшать свое ускорение, например, в соответствии с выражением

$$a_1=-k(t-t_1)+kt_1, \qquad (11.10)$$

где знак минус характеризует уменьшение ускорения, то скорость полета самолета будет продолжать увеличиваться до тех пор, пока ускорение не станет равным нулю:

$$V_1+\int_{t_1}^{2} a_1\,dt=\frac{kt_1^2}{2}+\int_{t_1}^{2}[-k_1(t-t_1)+kt_1]\,dt=$$

$$=\frac{kt_1^2}{2}-\frac{k}{2}(t_2^2-t_1^2)+2kt_1(t_2-t_1). \qquad (11.11)$$

В то же время со второго интегратора на прибор пути поступит сигнал, пропорциональный пройденному пути:

$$S_1=S+\int_{t_1}^{2} V_1\,dt=\frac{kt_1^3}{6}+\int_{t_1}^{2}\left[\frac{kt_1^2}{2}-\frac{k}{2}(t^2-t_1^2)+2kt_1(t-t_1)\right]dt, \qquad (11.12)$$

и значение пройденного расстояния также возрастет. Изменение скорости и пути по времени в соответствии с выражениями (11. 11) и (11. 9) показаны на рис. 11. 3, *б*, *в*, участок $t_1 — t_2$.

С того момента, когда ускорение самолета станет равным нулю ($t=t_2$), скорость полета самолета будет постоянной и равной значению интеграла (11. 11) при $t=t_2$, а пройденный путь начнет увеличиваться по линейному закону (участок $t_2 — t_3$).

При отрицательном ускорении (торможение самолета) скорость начнет уменьшаться, а путь будет продолжать увеличиваться

до тех пор, пока скорость не станет равна нулю. Графически это изображено на участке времени $t_3 — t_4$.

Таким образом, инерциальная система навигации путем двойного интегрирования ускорения самолета осуществляет определение пройденного пути. Для определения местоположения самолета в любой момент времени необходимо также знать и направление движения его, т. е. измерительная ось акселерометра должна быть определенным образом ориентирована относительно вектора путевой скорости самолета в горизонтальной плоскости.

В то же время акселерометр должен измерять только горизонтальные ускорения самолета, для чего его измерительная ось должна быть определенным образом ориентирована и в горизонтальной плоскости, причем требования к такой ориентации весьма жесткие. Так, например, если измерительная ось акселерометра составляет с плоскостью горизонта угол α и такой акселерометр установлен на самолете, летящем с горизонтальным ускорением a (рис. 11.4), то акселерометр измерит ускорение

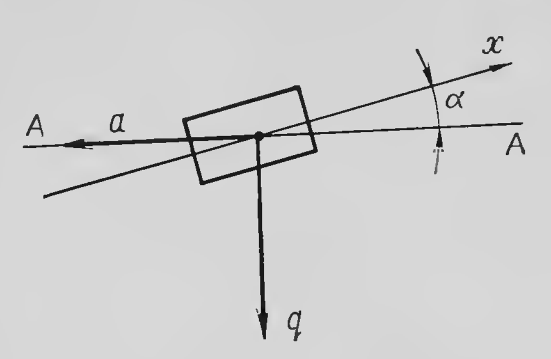


Рис. 11. 4. К определению ошибки инерциальной системы от неточности ориентации измерительной оси акселерометра

$$a_x=a\cos\alpha+g\sin\alpha, \qquad (11.13)$$

где g — ускорение силы тяжести.

Так как обычно $a\ll g$, а α — угол весьма малый, то

$$a_x=a+g\alpha, \qquad (11.14)$$

и ошибка в измерении ускорения выражается зависимостью

$$\Delta a=a-a+g\alpha. \qquad (11.15)$$

Ошибка в получении пройденного расстояния ΔS инерциальной системой только за счет негоризонтальности измерительной оси акселерометра может быть подсчитана по формуле

$$\Delta S=\int_0^t\int_0^t g\alpha\,dt=\frac{g\alpha t^2}{2}. \qquad (11.16)$$

Так, если задаются ошибкой, равной 10 км, и временем полета 1 ч, то точность ориентации измерительной оси относительно плоскости горизонта должна быть не хуже 0,9′, что представляет, конечно, высокую точность стабилизации, осуществить которую технически весьма сложно.

11.2. НЕВОЗМУЩАЕМАЯ ГИРОСКОПИЧЕСКАЯ ВЕРТИКАЛЬ

Для построения инерциальной системы навигации необходимо акселерометры ориентировать относительно плоскости горизонта с большой точностью и стабилизировать их в этом положении во время полета в условиях непрерывных возмущений.

Как известно, для стабилизации каких-либо устройств в горизонтальной плоскости на движущемся объекте используются гироскопические вертикали с маятниковой коррекцией. Однако такие вертикали, например ЦГВ-4, не обладают необходимой точностью построения и выдерживания направления вертикали, так как подвержены влиянию ускорений объекта.

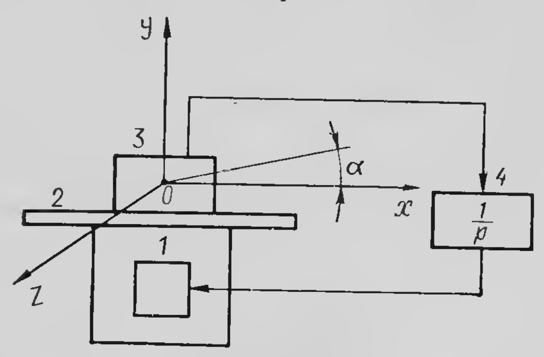


Рис. 11.5. Модель гиромаятника:
1—гироскоп; 2—платформа: 3—акселерометр; 4—интегратор

В 1923 г. немецкий ученый Макс Шулер теоретически показал, что физический маятник, длина которого равна радиусу Земли, а период колебаний при этом равен 84,4 мин, является невозмущаемым, т. е. не при каких ускорениях точки подвеса его плечо не отклоняется от направления вертикали места на Земле. Естественно, что построить такой маятник не представляется возможным, но его можно моделировать.

В 1932 г. советские ученые Е. Б. Левенталь и Л. М. Кофман, предложили модель маятника с периодом колебаний 84,4 мин. Модель маятника представляет собой гироскоп *1* с вертикальным кинетическим моментом (рис. 11.5). На платформе *2*, стабилизируемой гироскопом *1*, установлен акселерометр *3*, измеряющий ускорения платформы. Сигнал, снимаемый с акселерометра, интегрируется в интеграторе *4* и поступает на датчик момент гироскопа, располагаемый на оси гироскопа параллельной оси измерения ускорений, заставляя гироскоп прецессировать.

Пусть платформа наклонена к плоскости горизонта на малый угол α в плоскости, проходящей через вертикаль места и ось чувствительности акселерометра. Тогда ускорения, замеряемые акселерометром, можно записать в виде

$$a_x = a\cos\alpha - g\sin\alpha, \tag{11.17}$$

где a — абсолютное ускорение платформы; g — ускорение силы тяжести.

С учетом малости угла α с выхода интегратора имеем сигнал

$$M = \mu\int_0^t (a - g\alpha)\,dt, \tag{11.18}$$

где μ — коэффициент пропорциональности.

Этот сигнал поступает на датчик момента гироскопа, заставляя его прецессировать со скоростью $\dot\alpha$, равной

$$\dot\alpha = \frac{M}{H} = \frac{\mu\int_0^t (a - g\alpha)\,dt}{H} = k\int_0^t (a - g\alpha)\,dt, \tag{11.19}$$

где $k = \frac{\mu}{H}$ — коэффициент пропорциональности, H — кинетический момент гироскопа.

Скорость прецессии гироскопа α является абсолютной угловой скоростью, поскольку она вызвана сигналом, пропорциональным абсолютному ускорению, замеряемому акселерометром. Относительная угловая скорость движения гироскопа $\alpha_{\text{отн}}$ получается как разность абсолютной угловой скорости и переносной угловой скорости:

$$\dot\alpha_{\text{отн}} = \dot\alpha - \frac{V}{R}, \tag{11.20}$$

где V — скорость движения объекта (самолета) относительно Земли, на котором установлена рассматриваемая платформа; R — радиус Земли.

С учетом (11.19) записываем выражение (11.20) в виде

$$\dot\alpha_{\text{отн}} = k\int_0^t (a - g\alpha)\,dt - \frac{V}{R}. \tag{11.21}$$

Продифференцировав уравнение (11.21), получаем

$$\ddot\alpha + kg\alpha = ka - \frac{\dot V}{R}. \tag{11.22}$$

Так как $\dot V$ не что иное, как линейное ускорение, то $\dot V = a$. Тогда (11.22) принимает вид

$$\ddot\alpha + kg\alpha = a\left(k - \frac{1}{R}\right). \tag{11.23}$$

Уравнение (11.23) характеризует поведение платформы относительно плоскости горизонта, т. е. относительно вертикали места.

Рассматриваемая механическая система, состоящая из акселерометра, интегратора и гироскопа, не будет реагировать на внешние ускорения, если в уравнении, описывающем ее движение, правая часть будет равна нулю, т. е. будет выполняться условие

$$k - \frac{1}{R} = 0. \tag{11.24}$$

Тогда уравнение (11.23) будет иметь вид

$$\ddot\alpha + \frac{g}{R}\alpha = 0, \tag{11.25}$$

это уравнение гармонических колебаний с периодом

$$T = 2\pi\sqrt{\frac{R}{g}} = 84{,}4\ \text{мин}. \tag{11.26}$$

Следовательно, если в начальный момент при $t=0$ $\alpha=\alpha_0$ и $\dot\alpha=\dot\alpha_0$, то платформа будет совершать гармонические колебания с периодом $T=84{,}4$ мин. Если же при $t=0$ $\alpha=0$, $\dot\alpha=0$, то во время всего полета платформа будет горизонтальна. Для этого необходимо, чтобы параметры системы отвечали условию

$$\frac{\mu}{H} = \frac{1}{R};\quad \mu = \frac{H}{R}. \tag{11.27}$$

Условие (11.27) технически выполнимо.

Выше была рассмотрена плоская модель невозмущаемого маятника (гировертикали). Для построения пространственной вертикали необходимо установить на платформу еще один акселерометр, ось чувствительности которого будет направлена по оси Oz; проинтегрировав ускорения, замеренные вторым акселерометром, заставить прецессировать еще один гироскоп вокруг оси Oz.

Таким образом возможно построение прецизионной гироскопической вертикали, не возмущаемой ускорениями, которая сможет удовлетворить требованиям к стабилизации в плоскости горизонта акселерометров инерциальной системы навигации.

11.3. ТИПЫ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ СИСТЕМ

Инерциальная система навигации состоит, как правило, из следующих групп элементов:

1) устройства для определения вертикали места;
2) устройства для измерения и интегрирования ускорений;
3) счетно-решающей части и указывающих приборов.

Взаимная связь блока измерителей ускорений и гироскопических устройств, обеспечивающих ориентацию акселерометров в пространстве, определяет тип инерциальной системы. Известно три основных типа инерциальных систем.

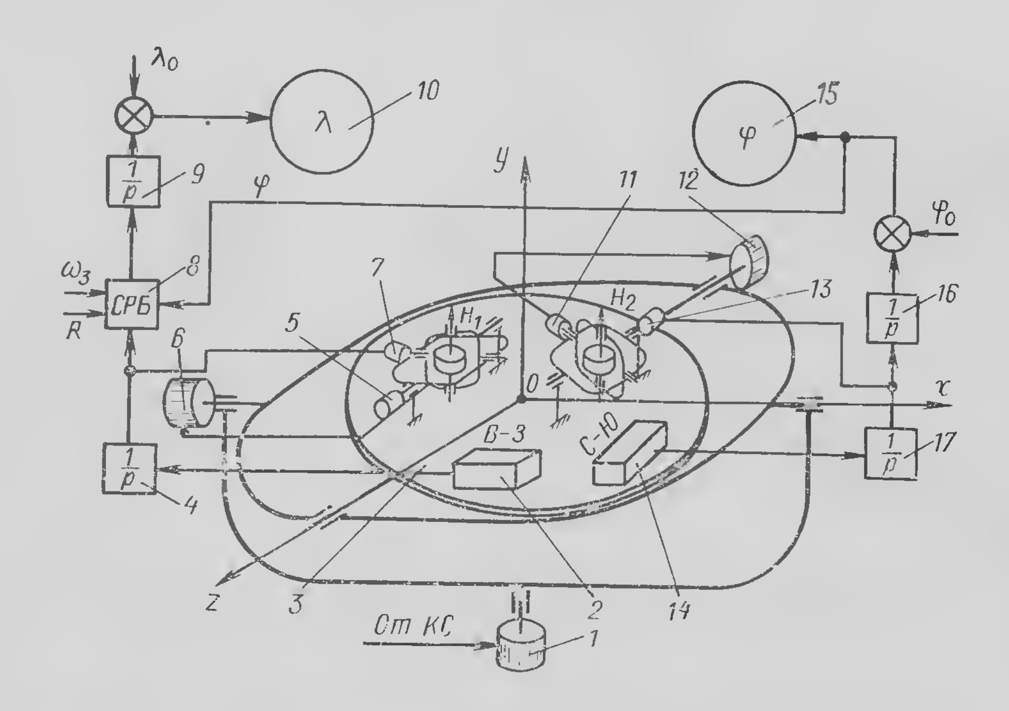


Рис. 11.6. Принципиальная схема инерциальной системы навигации:

1, 6, 12—двигатели; *2, 14*—акселерометры; *3*—платформа; *4, 9, 16, 17*—интеграторы; *5, 11*—датчики угла; *7, 13*—датчики моментов; *8*—счетно-решающий блок; *10, 15*—индикаторы

1. Инерциальная система геометрического типа. В этих системах блок гироскопов ориентируется и стабилизируется в инерциальном пространстве, а платформа с акселерометрами ориентируется в горизонтальной плоскости и следит за положением местной вертикали. Координаты места движущегося объекта получаются измерением углов между платформой с акселерометрами и блоком гироскопов.

2. В инерциальной системе полуаналитического типа акселерометры и гироскопы находятся на одной платформе, причем прецессия гироскопов, а за ними и поворот платформы вызываются сигналами, снимаемыми с акселерометров. Координаты местоположения объекта определяются в счетно-решающем устройстве, расположенном вне платформы.

3. В инерциальных системах аналитического типа и акселерометры и гироскопы неподвижны в инерциальном пространстве. Координаты объекта получаются в счетно-решающем устройстве, в котором обрабатываются сигналы, снимаемые с акселерометров и устройств, определяющих поворот самого объекта относительно гироскопов и акселерометров.

Выбор типа инерциальной системы зависит от возможностей размещения инерциальной системы на движущемся объекте, системы координат, в которой происходит счисление пути, наличия средств коррекции и средств начальной ориентации системы и т. д.

Рассмотрим одну из возможных принципиальных схем инерциальной системы навигации второго типа (рис. 11.6).

Платформа *3* помещена в карданов подвес, внешняя ось которого крепится к корпусу самолета. Двигатель *1* управляется от какой-либо курсовой системы, ориентируя ось Ox платформы по направлению Восток — Запад, а ось Oz — по направлению Север — Юг. На платформе установлены акселерометры *2* и *14*. Акселерометр *2* всегда ориентирован по направлению Восток — Запад и измеряет горизонтальные ускорения самолета в этом направлении, акселерометр *14* — в направлении Север — Юг.

Ориентирование оси Oy по направлению местной вертикали осуществляется системой, куда входят: акселерометры *2* и *14*, интеграторы *4* и *17*, трехстепенные гироскопы с вертикальными кинетическими моментами H_1 и H_2, двигатели стабилизации *6* и *12*. Параметры системы выбираются такими, чтобы они представляли собой невозмущаемую гировертикаль с периодом колебаний $T = 84{,}4$ мин.

Ускорения, измеряемые акселерометрами, после однократного интегрирования управляют прецессией гироскопов через датчики моментов *13* и *7*, а гироскопы через датчики углов *5* и *11* управляют стабилизирующими двигателями платформы *6* и *12*.

Ускорения самолета, измеренные акселерометром *14* и проинтегрированные в интеграторе *17*, представляют собой путевую скорость по направлению Север — Юг. После второго интегрирования в интеграторе *16* получают путь, пройденный самолетом в этом же направлении. Если известна начальная широта φ_0, то на указателе *15* система будет индицировать текущую географическую широту места.

Сигнал, снимаемый с интегратора *4*, пропорционален скорости полета самолета по направлению географической параллели, но в эту скорость входит и скорость вращения Земли, которая для текущей широты выражается зависимостью

$$V_з = \omega_з R \cos\varphi, \qquad (11.28)$$

где $V_з$ — линейная скорость вращения Земли; R — радиус Земли; φ — географическая широта.

В счетно-решающем блоке *8* решается уравнение (11.28) и уже в интегратор *9* поступает сигнал, пропорциональный скорости движения самолета относительно Земли. После второго интегрирования и учета начальной долготы λ_0 на индикатор *10* поступает значение текущей географической долготы места. Таким образом в инерциальной системе решаются основные уравнения инерциальной навигации:

$$\varphi = \varphi_0 + k_1 \int_0^t \int_0^t a_{\text{С-Ю}} dt^2;$$

$$\lambda = \lambda_0 + k_2 \int_0^t \int_0^t a_{\text{В-З}} dt^2 - k_3 \int_0^t R\omega_{\text{З}} \cos\varphi \, dt, \qquad (11.29)$$

где k_1, k_2, k_3 — коэффициенты пропорциональности; $a_{\text{С-Ю}}$, $a_{\text{В-З}}$ — ускорения самолета в направлении Север — Юг и Восток — Запад соответственно.

Как и все измерительные устройства, инерциальные системы навигации подвержены ошибкам как методическим, так и инструментальным. К методическим ошибкам относят ошибки, вызываемые ускорениями Кориолиса, несферичностью Земли и т. д., к инструментальным — ошибки элементов, составляющих систему, и ошибки начальной ориентации платформы. Однако точность современных инерциальных систем достаточно высока и составляет примерно 2 км за час полета; такой точностью обладают зарубежные системы Литтон 51 и Литтон 104.

Инерциальные системы навигации находят все большее применение в гражданской авиации, так как позволяют получать высокую точность при решении большого комплекса навигационных и пилотажных задач.

Глава 12

ПРИБОРЫ И СИСТЕМЫ РЕГИСТРАЦИИ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЕТА

12.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Приборы и системы регистрации параметров самолета можно классифицировать по их назначению и по способу записи параметров.

По назначению аппаратура регистрации параметров самолета делится на три основные группы:

— аппаратура для проведения летных испытаний самолета;

— аппаратура для выявления причин летных происшествий;

— аппаратура для объективного контроля за техникой пилотирования.

Современная аппаратура для летных испытаний самолетов — это сложный комплекс устройств, включающих в себя большое количество элементов и отдельных приборов различной структуры и назначения. Вся эта аппаратура используется для проведения всесторонних летных испытаний.

Результаты измерений позволяют получить полное представление о работе как отдельных узлов и агрегатов, так и самолета в целом.

Так, например, комплексная система летных испытаний самолета ДС-10 состоит из бортовой регистрирующей аппаратуры и радиометрической системы с радиусом действия до 400 км. Система имеет 400 измерительных каналов, позволяющих регистрировать 320 аналоговых параметров, 20 частотных параметров и 60 разовых команд. Запись информации производится на магнитную ленту двоичным кодом. Обработка информации осуществляется наземным вычислительным центром.

Своевременный анализ и изучение причин летных происшествий и предпосылок к ним имеет важное значение для их предупреждения и исключения. Важным фактором объективного расследования причин летных происшествий является использование информации, полученной от аппаратуры регистрации основных параметров самолета, сохранившейся после катастрофы.

В настоящее время все современные реактивные самолеты оборудуются аппаратурой регистрации параметров полета, используемых при расследовании летных происшествий.

При обучении и переучивании летного состава получение достаточно достоверной и обширной информации о технике пилотирования за каждый полет возможно при применении специального бортового оборудования регистрации параметров, характеризующих технику пилотирования. Поэтому объективный контроль работы пилота по управлению самолетом и послеполетный разбор деятельности летного состава имеет важное значение в повышении летного мастерства. Для этой цели используется аппаратура объективного контроля техники пилотирования.

По способу записи регистрирующих параметров приборы и системы регистрации можно разделить также на три основные группы:

— аппаратура с царапанием на специальной бумаге или по эмульсионному слою кинопленки, зафиксированной без проявления;

— аппаратура для записи параметров световым лучом на фотопленке и фотобумаге;

— аппаратура для записи параметров на магнитной ленте.

В настоящее время наиболее широкое распространение в гражданской авиации получили системы регистрации на магнитную ленту основных параметров полета для сохранения записанной информации в течение определенного времени.

12.2. ТРЕХКОМПОНЕНТНЫЙ МЕХАНИЧЕСКИЙ САМОПИСЕЦ КЗ-63

В основу регистрации параметров положен способ царапания корундовым резцом по эмульсионному слою кинопленки, зафиксированной без проявления.

Прибор предназначен для регистрации трех параметров полета самолета: барометрической высоты H, индикаторной скорости $V_и$ и нормальной составляющей перегрузки n_y. Прибор состоит из трех независимых каналов: регистрации высоты, скорости и перегрузки.

На рис. 12. 1 представлена принципиальная кинематическая схема канала регистрации высоты.

Анероидная коробка *1* воспринимает статическое давление p, которое поступает в камеру датчика *2* через штуцер. Перемещение упругого центра анероидной коробки, пропорциональное высоте полета, через систему рычагов *4* передается стрелке *5*, на которой укреплен корундовый резец. Запись хода конца стрелки производится по определенной дорожке, отведенной для записи барометрической высоты. Регулировка масштаба записи осуществляется изменением длины плеч передаточного механизма.

Канал регистрации индикаторной скорости аналогичен каналу высоты, только в качестве чувствительного элемента используется манометрическая коробка, реагирующая на разность полного давления, поступающего во внутрь коробки, и статического давления, поступающего в камеру.

Чувствительным элементом регистрации перегрузки в направлении оси Oy самолета является акселерометр. Принципиальная схема акселерометра изображена на рис. 12. 2.

Акселерометр представляет собой металлическую коробку *1*, подвешенную на пружинах *2* в корпусе прибора *3*. На коробке установлены механизмы регистрации барометрической высоты, индикаторной скорости и общий лентопротяжный механизм. При наличии перегрузки коробка *1* перемещается относительно корпуса *3* и корундовый резец, закрепленный на стрелке *4*, записывает на ленте величину перегрузки.

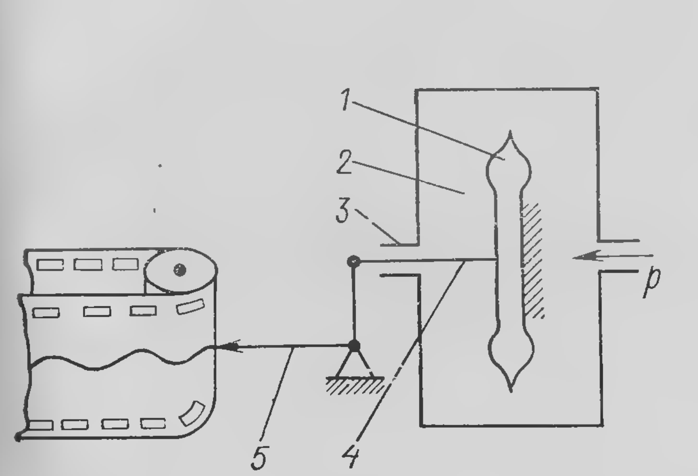


Рис. 12. 1. Принципиальная кинематическая схема канала регистрации высоты:
1—анероидная коробка; *2*—корпус; *3*—уплотнитель; *4*—рычаг; *5*—стрелка

Рис. 12. 2. Принципиальная схема канала регистрации нормальной перегрузки:
1—металлическая коробка; *2*—пружина; *3*—корпус прибора; *4*—стрелка с корундовым резцом

Лентопротяжный механизм имеет электрический привод постоянной скорости и отметчик времени, работающий от импульсных электрочасов. Трехкомпонентный регистрирующий прибор регистрирует высоту полета до 15000 м, индикаторную скорость от 150 до 700 км/ч и перегрузки до $3g$. Погрешность регистрации высоты и скорости $\pm 4\%$, перегрузки $\pm 3\%$.

Расшифровка записи параметров осуществляется с помощью увеличителя типа 5ПО-1, позволяющего увеличить масштаб записи в 10 раз, что дает возможность отсчитывать ординаты записанных параметров с точностью до долей миллиметра. Измерение ординат параметров производится при помощи масштабной линейки, причем базовая (нулевая) линия совмещается с нулем линейки.

За начало отсчета берется момент отрыва переднего колеса шасси самолета от ВПП, т. е. момент включения прибора.

Трехкомпонентный механический самописец позволяет определить:

— общее время и продолжительность на каждом этапе полета;
— скорость отрыва самолета от ВПП;
— скороподъемность и время набора высоты;
— высоту полета на эшелоне, а также характер выдерживания заданной высоты;
— скорость и перегрузку в момент приземления;
— возможные факты нарушений установленного режима полета, скрытые экипажем.

12.3. СИСТЕМЫ РЕГИСТРАЦИИ ПАРАМЕТРОВ НА ФОТОПЛЕНКУ СВЕТОВЫМ ЛУЧОМ САРПП-12

В основу регистрации параметров заложен принцип записи световым лучом на движущейся фотоленте. Система предназначена для регистрации аналоговых величин, разовых команд и времени. Регистрируемыми параметрами являются: барометрическая высота, индикаторная скорость, линейные перегрузки, угловые перемещения органов управления и обороты двигателей. Выбор разовых команд зависит от типа самолета и его оборудования.

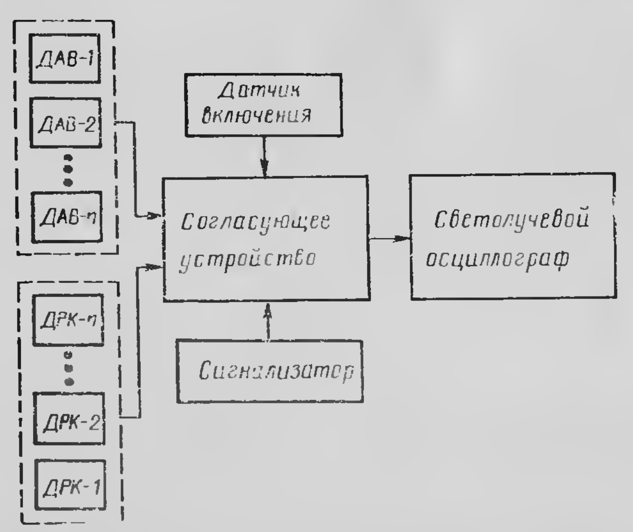


Рис. 12.3. Блок-схема регистрации параметров самолета на фотопленку световым лучом

На рис. 12.3 представлена блок-схема рассматриваемой системы регистрации параметров. Система состоит из датчиков аналоговых величин (ДАВ), датчиков разовых команд (ДРК), согласующего устройства и светолучевого осциллографа. Включение системы в работу происходит автоматически в момент отрыва переднего колеса шасси от ВПП. В системе предусмотрена сигнализация исправности ее работы.

Датчики $ДАВ_1$ — $ДАВ_n$ измеряют анаголовые параметры и преобразуют их в электрические сигналы постоянного тока, пропорциональные регистрируемым параметрам. Датчики $ДРК_1$ — $ДРК_n$ фиксируют наличие разовых команд формированием сигналов постоянного напряжения. Согласующее устройство осуществляет подачу стабилизированного электрического напряжения постоянного тока на датчики регистрации и масштабирование сигналов, поступающих с них.

Регистрируемые параметры в виде электрических напряжений постоянного тока через согласующее устройство поступают на светолучевой осциллограф, который с помощью светового луча осуществляет их запись на движущейся фотопленке. Движущаяся фотопленка позволяет осуществить запись изменения параметров во времени.

Принцип работы светолучевого осциллографа основан на преобразовании электрического напряжения постоянного тока в отклонение светового луча на величину, пропорциональную подводимому напряжению. Это преобразование осуществляется с помощью чувствительных зеркальных гальванометров. Угол поворота зеркала гальванометра пропорционален подводимому напряжению, следовательно, и угловое перемещение отраженного луча света от зеркала гальванометра пропорционально измеряемому параметру.

Всего в осциллографе предусмотрено шесть гальванометров для записи непрерывно изменяющихся параметров и пять лампочек для создания световых отметок при регистрации разовых команд. Кроме того, в осциллографе имеется зеркало для создания на пленке базовой линии и специальная лампа, работающая в импульсном режиме и создающая вертикальные линии, представляющие собой отметки времени на пленке. Для удобства расшифровки осциллограмм световой луч, направляемый на зеркала гальванометров, прерывается специальным флажком, в результате чего запись параметров на пленке происходит прерывистой линией с различными временными интервалами прерывания для разных записываемых параметров.

Конструкция осциллографа предусматривает сохранение записи на пленке при воздействии ударных нагрузок на корпус прибора.

Порядок расшифровки пленки после ее проявления и фиксирования такой же, как и для трехкомпонентного механического самописца.

Регистрация выбранных непрерывных величин и разовых команд осуществляется на фотопленке типа 20Ш шириной 35 мм при максимальном запасе фотопленки до 12 м. Точность регистрации непрерывных величин составляет примерно 5%.

12.4. СИСТЕМЫ РЕГИСТРАЦИИ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЕТА НА МАГНИТНУЮ ЛЕНТУ МСРП-12

Магнитные системы регистрации параметров в последнее время получили широкое распространение благодаря целому ряду преимуществ по сравнению с рассмотренными выше системами записи.

Основными преимуществами являются:
— осуществление многоканальной системы регистрации параметров;
— повторное использование магнитной ленты путем стирания записанной информации;
— возможность машинной обработки записанной информации;
— большая точность регистрации и воспроизведения записанной информации.

10 1600

Современные турбореактивные и турбовинтовые самолеты оборудованы магнитной системой регистрации, предназначенной для записи на магнитной ленте основных параметров самолета и сохранения записанной информации в течение последних 30 или 90 мин.

Система регистрации состоит из бортовой аппаратуры регистрации параметров самолета и наземной аппаратуры воспроизведения записанной информации.

В комплект бортовой аппаратуры входят датчики регистрируемых параметров, кодирующее устройство; магнитное записывающее устройство (лентопротяжный механизм) в шаровом металлическом контейнере; соединительный блок; распределительный блок; блок питания.

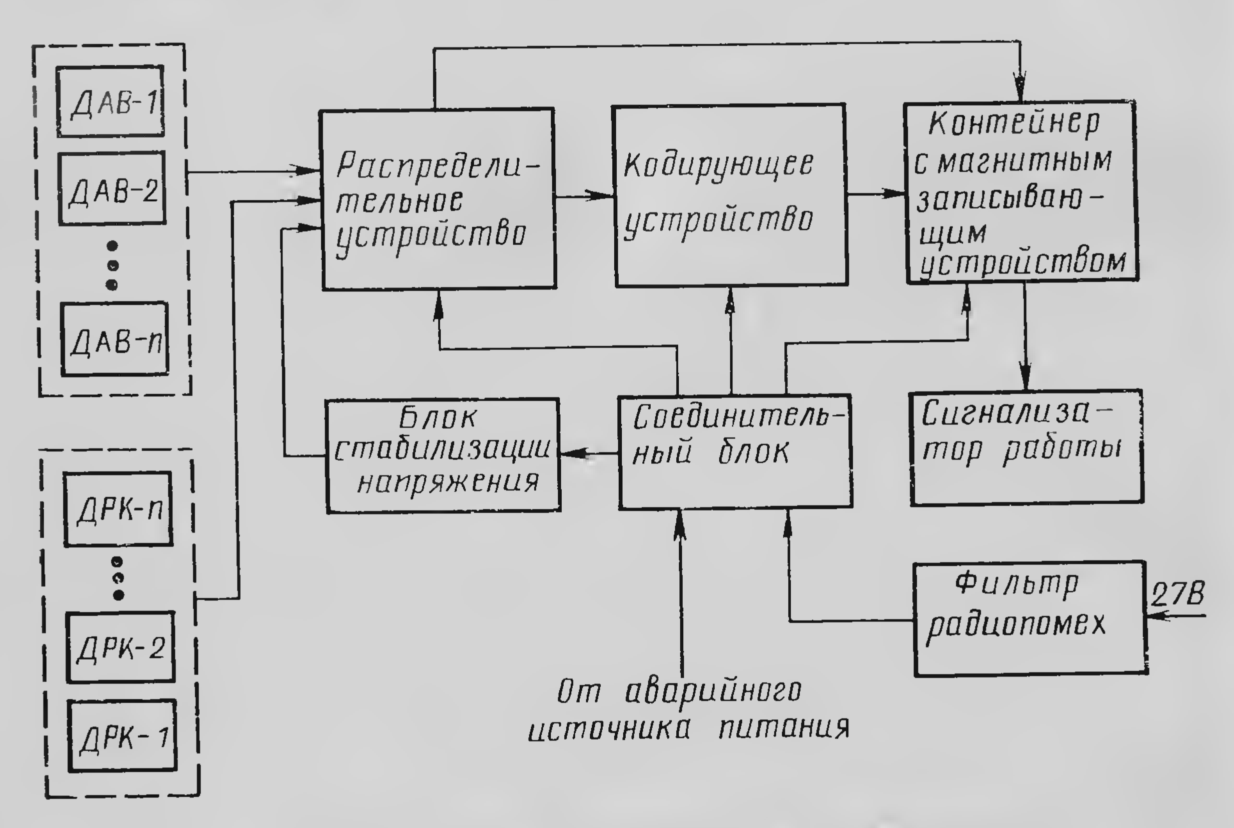


Рис. 12.4. Блок-схема магнитной регистрации параметров

Комплект наземной аппаратуры включает в себя лентопротяжный механизм, декодирующее (преобразующее) устройство, светолучевой осциллограф, пульт управления осциллографом и выпрямитель.

Система в зависимости от типа самолета рассчитана на регистрацию следующих основных параметров:

— барометрической высоты;
— индикаторной скорости;
— перегрузок — вертикальной, боковой и продольной;
— углов крена, тангажа и курса;
— угловых скоростей самолета относительно связанной системы координат;

— углов отклонения органов управления;
— оборотов двигателей;
— давления масла в измерителе крутящего момента;
— положения сектора газа двигателей;
— перепада давлений между кабиной и атмосферой;
— разовых команд, характеризующих состояние автоматики авиационных двигателей и предельные отклонения некоторых параметров.

Приведенный перечень регистрируемых параметров можно разделить на две группы: параметры, характеризующие технику пилотирования, и параметры, характеризующие работу авиационной техники. Поэтому магнитную систему регистрации параметров можно использовать не только для выявления причин летных происшествий и предпосылок к ним, но также и для оценки техники пилотирования.

Принцип работы системы следующий. Сигналы от датчиков аналоговых величин $ДАВ_1 — ДАВ_n$ (рис. 12.4) в виде электрических напряжений и сигналы от датчиков разовых команд $ДРК_1$ — $ДРК_n$ — «вкл.», «выкл.», «макс.» и др. — через распределительное устройство поступают на входы соответствующих каналов кодирующего устройства. На кодирующее устройство также поступают калибровочные напряжения, которые вырабатываются в калибровочном устройстве, расположенном в соединительном блоке. В кодирующем устройстве осуществляется кодирование напряжений, поступающих от датчиков параметров, по время-импульсной системе, при которой временной интервал между импульсами прямо пропорционален измеряемому параметру. Закодированные таким образом сигналы поступают в контейнер, где записываются на магнитную ленту шириной 6,25 мм, которая движется с постоянной скоростью 250 мм/с. Включение в работу магнитного записывающего устройства происходит от сигнализатора скорости или от концевого выключателя, реагирующего на обжатие стойки шасси. Для визуальной сигнализации перемещения ленты в лентопротяжном механизме служит контрольная лампа, которая мигает при работе механизма.

Магнитная система регистрации подключается к бортовой сети через фильтр радиопомех. Напряжение питания на отдельные устройства поступает через соединительный блок. Питание датчиков осуществляется от стабилизированного источника питания через распределительное устройство.

В случае отказа бортсети питание системы осуществляется от аварийного источника питания.

12.4.1. Устройство отдельных элементов бортовой системы регистрации параметров

Для регистрации отдельных параметров самолета используются бортовые датчики, преобразующие физические величины в электрические.

Измерение барометрической высоты полета осуществляется барометрическим датчиком, чувствительным элементом которого является анероидная коробка, перемещение упругого центра которой преобразуется в изменение электрического сопротивления потенциометра.

Индикаторная скорость измеряется мембранной коробкой, реагирующей на разность полного и статического давлений. Эта скорость преобразуется в датчике также путем изменения относительного сопротивления.

Подробно измерители барометрической высоты и индикаторной скорости рассмотрены в гл. 1.

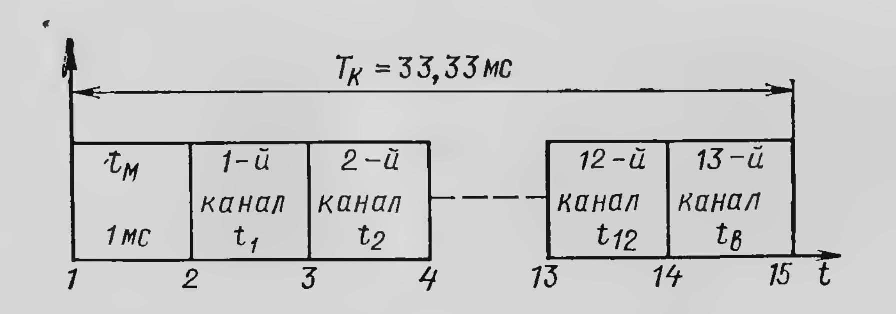


Рис. 12. 5. Последовательность прохождения импульсов в одном кадре

В качестве датчика перегрузок используется акселерометр, а для измерения угловых скоростей самолета — двухстепенный гироскоп. Подобные измерители рассмотрены соответственно в гл. 4 и 11.

Информация об углах крена, тангажа и курса для регистрирующей аппаратуры поступает от авиагоризонта и курсовой системы через специальные блоки связи, которые преобразуют измеряемые величины в относительные сопротивления.

Кодирующее устройство предназначено для преобразования электрических напряжений, пропорциональных измеряемым величинам, в последовательности импульсов с время-импульсной модуляцией, где временный интервал между импульсами пропорционален преобразуемому напряжению. Подобная дискретная форма представления информации удобна для записи нескольких параметров на одной магнитной ленте с помощью одной записывающей головки и на одной дорожке.

Последовательность прохождения импульсов составляет кадр (рис. 12. 5), который соответствует 12 регистрируемым параметрам и сигналу времени, т. е. содержит импульсы 13 каналов. Однако кадр состоит из 15 импульсов, так как первая пара представляет собой маркерные импульсы, обозначающие начало кадра. Они следуют друг за другом с постоянным временным интервалом, равным 1 мс. Второй из них является началом для временного интервала, кодирующего сигнал первого канала, третий импульс является концом кода первого канала и началом для последующего второго канала и т. д.

Максимальному напряжению (6,3 В), снимаемому с датчиков, соответствует временной интервал 1,5 мс, а минимальному напряжению (0В) соответствует наименьший временной интервал 0,7 мс. Такое масштабирование сигналов имеют все двенадцать каналов. Тринадцатый канал используется для записи сигналов времени, представляющих собой импульсы электрочасов длительностью 0,5 с, следующих с периодом 1 с. При этом наличию импульса электрочасов в кадре соответствует временной интервал $t_B = 1500$ мкс, а отсутствию — 700 мкс. Кадры повторяются с частотой 30 Гц ($T_к = 33{,}333$ мс).

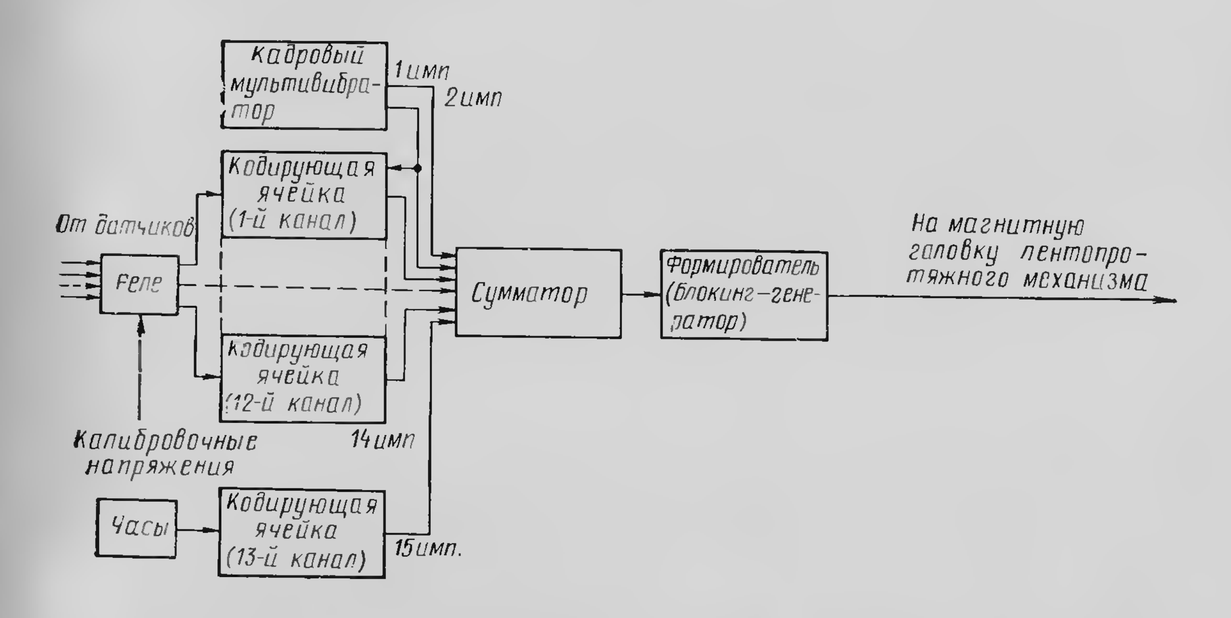


Рис. 12. 6. Блок-схема кодирующего устройства

Блок-схема кодирующего устройства, в котором формируются импульсы кадра, представлены на рис. 12. 6.

Частота следования кадров задается кадровым мультивибратором, работающим в автоколебательном режиме и формирующем импульсы длительностью 1000 мкс с частотой 30 Гц. Импульсы мультивибратора дифференцируются, в результате образуются два импульса «начало кадра», второй из которых запускает кодирующую ячейку первого канала. Она представляет собой ждущий мультивибратор с катодной связью, в которой конденсатор заряжается через лампу-стабилизатор. Длительность заряда определяется напряжением, поступающим на вход мультивибратора через блок-реле.

Задний фронт импульса первой кодирующей ячейки дифференцируется и запускает кодирующую ячейку следующего канала и т. д.

Все продифференцированные импульсы последовательно поступают на сумматор (схема «или»), а затем на формирователь бло-

кинг-генератор, выдающий откалиброванные отрицательные импульсы амплитудой $80 \div 100$ В и длительностью 3 мкс, которые поступают на магнитную головку записывающего устройства.

Регистрация разовых команд магнитной системой может производиться двумя способами: путем наложения на каждый аналоговый параметр одной разовой команды и путем уплотнения разовых команд, что позволяет по одному измерительному каналу регистрировать до четырех разовых команд.

Бортовое записывающее устройство служит для записи серии импульсов на магнитной ленте. Оно построено по однодвигательной схеме. Скорость движения ленты постоянна и обеспечивается использованием электродвигателя стабилизированной скорости. Постоянство натяжения магнитной ленты обеспечивается специальным автоматическим устройством.

Двигатель стабилизированной скорости изменяет направления вращения при прохождении металлизированного слоя конца магнитной ленты через направляющие ролики, в результате чего срабатывает поляризованное реле, изменяющее направление тока в обмотке возбуждения двигателя.

На направляющем ролике записывающего устройства установлен кулачок, который замыкает цепь контрольной лампочки; мигание ее сигнализирует экипажу о работе записывающего устройства.

Магнитное записывающее устройство установлено в шаровом контейнере. Контейнер имеет три оболочки: ударо-жаропрочную оболочку; оболочку-поглотитель тепловой энергии и теплоизоляционную. Наличие указанных оболочек в шаровом контейнере обеспечивает сохранность записи при воздействии ударной перегрузки до 100 g и теплового удара до $+1000°$ С в течение 10 мин.

Шаровой контейнер имеет систему обогрева и обдува, которая регулирует температуру внутри контейнера в диапазоне 10—20° С.

12.4.2. Наземная аппаратура воспроизведения записанной информации

Для обработки информации, записанной бортовой системой, используется наземная аппаратура. Блок-схема наземной аппаратуры представлена на рис. 12. 7. Комплект аппаратуры состоит из лентопротяжного механизма, преобразующего устройства, осциллографа с пультом управления и выпрямителя.

Основным элементом наземной аппаратуры является преобразующее устройство, которое предназначено для воспроизведения с магнитной ленты кодированной информации бортовых датчиков и преобразования их в аналоговые величины с последующей записью на фотобумаге с помощью магнитоэлектрического осциллографа.

В качестве магнитоэлектрического осциллографа используется широко распространенный осциллограф типа К-12-22, который управляется от клавишного пульта управления.

Лентопротяжный механизм аналогичен бортовому записывающему устройству и предназначен для считывания кодированной информации датчиков, которая поступает в преобразующее устройство. Питание всех блоков осуществляется от выпрямителя.

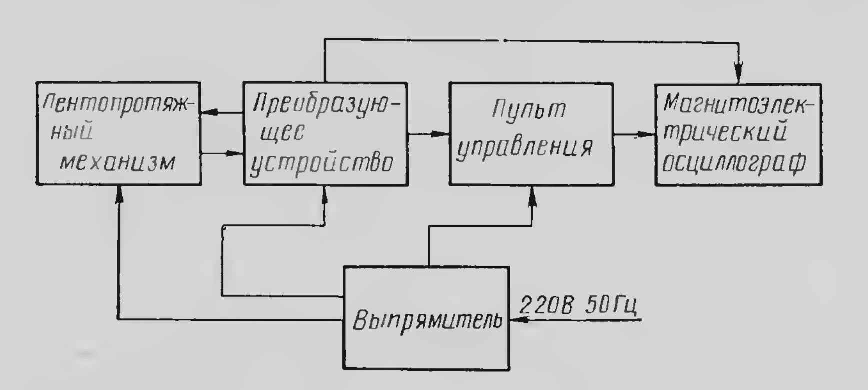


Рис. 12. 7. Блок-схема наземной аппаратуры

После записи регистрируемых параметров на фотобумаге ее проявляют и просушивают; на лицевой стороне должны быть сделаны следующие надписи: дата, когда было проведено декодирование; бортовой номер и тип самолета; номера каналов, которые были декодированы; номера минимума и максимума калибровки; фамилия и подпись лица, проводящего декодирование; фамилия и подпись старшего инженера.

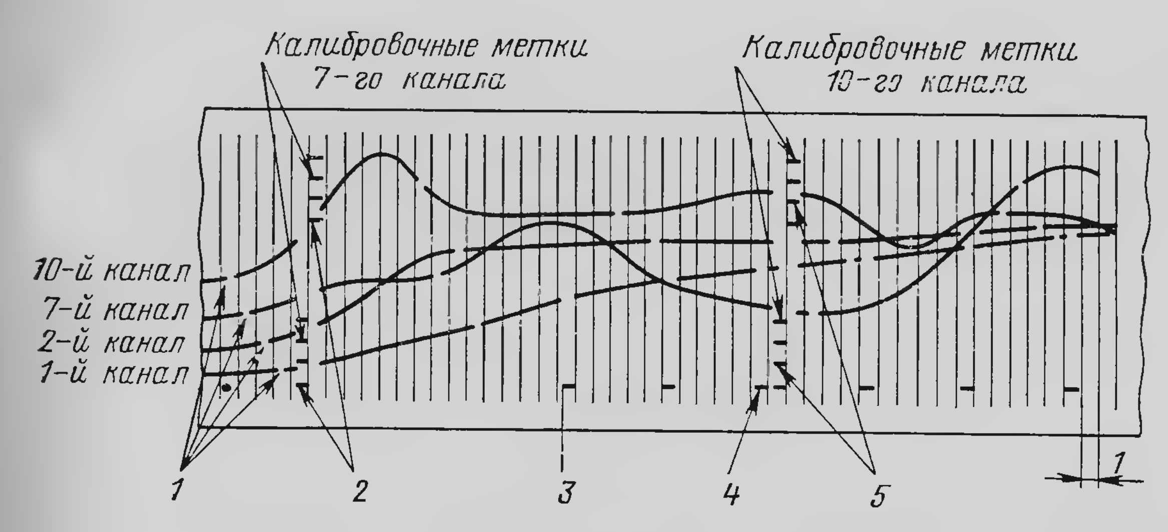


Рис. 12. 8. Пример записи четырех регистрируемых параметров

На рис. 12. 8 приведен пример записи четырех параметров после декодирования. Расшифровка записи производится в следующей последовательности.

Прежде всего определяют и нумеруют расшифровываемые каналы. Затем с помощью масштабной линейки по калибровочным нулевым и максимальным меткам находят ординату максимального размаха записи для каждого канала l_{max}, после чего через выбран-

ный временной интервал измеряют ординаты (l) кривой графика, представляющего записанный параметр. Следующим шагом находят отношение

$$\frac{l}{l_{max}}=X.$$

Искомое значение расшифрованного параметра P определяют по тарировочной таблице или тарировочному графику, приведенному в паспорте на датчик, который использовался для замера параметра. Для удобства расшифровки данные рекомендуется внести в таблицу.

№ по пор.	t	l_{max}	l	$\frac{l}{l_{max}}=X$	P

Наличие прохождения разовых команд отмечается на бумаге прерывистой линией.

Как правило, после расшифровки записей по составленным таблицам строят графики изменения измеренных параметров во времени, группируя их по назначению. На одном листе строят графики, характеризующие технику пилотирования, а на другом изображают кривые, характеризующие работу авиационной техники.

Построенные графики позволяют проводить объективный анализ работы экипажа и авиационной техники.

12.4.3. Системы регистрации параметров самолета на магнитную ленту с цифровым кодирующим устройством МСРП-64

Системы регистрации параметров на магнитную ленту с цифровым кодирующим устройством имеют ряд преимуществ по сравнению с выше рассмотренными системами.

Целевое назначение системы, аппаратурный состав, блок-схема и принцип работы аналогичен системе регистрации параметров на магнитную ленту с кодирующим устройством по время-импульсной модуляции. Основное отличие заключается в преобразующем устройстве, которое осуществляет коммутацию поступающих от датчиков сигналов, преобразование сигналов непрерывно изменяющихся величин в импульсный параллельный восьмиразрядный двоичный код, причем единице соответствует наличие импульса, а нулю — отсутствие импульса; вырабатываются также адресные сигналы и отметки времени.

Основными преимуществами магнитных регистрирующих систем с цифровым кодирующим устройством являются:

возможность значительно увеличить число регистрируемых параметров;

увеличение времени сохранения записанной информации до 50 ч;

увеличение точности регистрации аналоговых параметров;

возможность записи на магнитную ленту не только измерительной информации, но также адресных и опознавательных данных (номер самолета, номер рейса, дата рейса, астрономическое время и т. д.);

возможность сравнительно простой связи с наземными цифровыми вычислительными машинами с целью автоматизации обработки записанной информации.

Глава 13

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОМАТИЧЕСКОМ УПРАВЛЕНИИ ПОЛЕТОМ САМОЛЕТА

13.1. НЕОБХОДИМОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

Характерными особенностями современных транспортных реактивных самолетов с точки зрения управления ими являются:

1. Широкие диапазоны скоростей и высот полета, приводящие к изменению в процессе полета динамических характеристик самолета. Поэтому в различных условиях полета требуются различные управляющие воздействия на одни и те же возмущения.

2. Движение самолета в пространстве характеризуется шестью степенями свободы. Очевидно, для управления этим движением необходимо воздействовать на силы и моменты, действующие на самолет. У самолетов нормальной схемы имеется четыре органа управления — рули высоты, направления и элероны, а также тяга двигателей. При этом образуются четыре канала управления, которые связаны между собой в самолете как в динамической системе.

3. Динамические свойства самолета не всегда удовлетворительны. Поэтому возникает задача улучшения устойчивости и управляемости самолетов средствами автоматики.

4. Движение самолета можно представить состоящим из угловых движений и движения центра масс. Необходимость управления угловым движением вызывается тем, что самолет должен занимать вполне определенное положение в пространстве по отношению к вектору скорости. Управление движением центра масс, которое происходит через управление угловым движением, необходимо, чтобы самолет совершал движение по заданной траектории.

5. Полет самолета сопровождается воздействием на него внешних сил и моментов, вызывающих перегрузки. Эти перегрузки должны быть ограничены, так как прочность конструкции самолета тоже ограничена.

6. Полет самолета должен быть экономичным, т. е. таким, при котором обеспечивается минимальный километровый расход топлива. Такой полет возможен при изменении параметров режима полета по вполне определенному закону.

Таким образом управление полетом должно сводиться к управлению угловыми и линейными координатами, скоростями и ускорениями.

Управление самолетом осуществляется как вручную, так и автоматически. При ручном управлении ответные реакции пилота оказываются недостаточно быстрыми и точными. Поэтому на всех реактивных самолетах гражданской авиации широкое применение находят системы автоматического управления полетом. Они обеспечивают не только автоматическое управление угловых движений, но также и автоматическое управление центром масс самолета.

Автопилот, помимо повышения точности управления, позволяет разгрузить пилота в длительном полете от монотонной и утомительной работы по управлению самолетом. Применение средств автоматизации позволяет также улучшить устойчивость и управляемость самолета без ухудшения его аэродинамических характеристик.

13.2. ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К СИСТЕМАМ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

Требования, предъявляемые к системам автоматического управления (САУ), разделяются на общие и частные. Общие требования относятся ко всем САУ, а частные требования являются дополнительными и для каждой системы автоматического управления они различны. Общие требования, предъявляемые к системам автоматического управления самолетом следующие:

1) обеспечение на всех режимах полета улучшения устойчивости и управляемости как при ручном, так и при автоматическом управлении;

2) осуществление в условиях непрерывно действующих при полете возмущений необходимой динамической точности выдерживания заданного режима;

3) обеспечение управления (стабилизации) угловым движением самолета и управления движением центра масс на заданной траектории полета;

4) готовность для включения в работу при любом положении самолета и выведения самолета в горизонтальный полет при допустимых перегрузках;

5) возможность изменения режима полета, а при выходе из строя системы — отключения от органов управления самолета и перехода на ручное управление;

6) осуществление в отдельных случаях автоматических взлета и посадки, поддержание неизменной высоты и скорости полета, автоматического выполнения координированных разворотов;

7) выбор и поддержание оптимальных режимов полета самолета (минимальный расход топлива, максимальная дальность и т. д.);

8) сохранение работоспособности в заданных температурных условиях, на разных высотах и при различной влажности, а также при значительных перегрузках и вибрациях.

13.3. ПОНЯТИЕ О СИСТЕМЕ САМОЛЕТ-АВТОПИЛОТ

Процесс стабилизации самолета с помощью автопилота представляет собой тесную взаимосвязь между работой автопилота и движением самолета. При отклонении самолета от заданного положения в пространстве автопилот производит требуемое отклонение рулей управления. В результате этого происходит возвращение самолета в исходное положение. В процессе восстановления заданного режима самолет и автопилот ведут себя как единая динамическая система.

Следовательно, изучая вопросы динамики автоматической стабилизации, необходимо самолет и установленный на нем автопилот рассматривать как единую систему, состоящую из двух неразрывно связанных между собой частей, которую принято называть системой «самолет-автопилот».

При анализе движения этой системы необходимо иметь в виду, что зависимость положения рулей самолета от отклонения самолета по отношению к заданному режиму полета определяется динамическими характеристиками автопилота. Зависимость же положения самолета от положения его рулей определяется уже динамическими характеристиками самого самолета. Поэтому исследование динамики движения самолета, снабженного автопилотом, необходимо производить с учетом динамических характеристик самолета и автопилота, рассматривая при этом движение связанной системы «самолет-автопилот».

13.4. СИСТЕМЫ КООРДИНАТ И ПАРАМЕТРЫ ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА

Положение самолета в пространстве может быть определено по отношению к различным системам координат: неподвижной в пространстве; связанной с земными ориентирами; связанной с траекторией полета и т. д. Целесообразность выбора той или иной системы координат определяется в каждом конкретном случае в зависимости от решаемых вопросов.

При исследовании динамики движения самолета обычно пользуются тремя системами координат: скоростной (поточной), связанной и земной.

Скоростная система координат $OX_aY_aZ_a$ (рис. 13.1) располагается так, что начало координат O находится в центре масс самолета, ось OX_a направлена по вектору истинной воздушной скорости V, ось OY_a перпендикулярна оси OX_a и лежит в плоскости симметрии самолета, ось OZ_a перпендикулярна плоскости X_aOY_a и образует правую систему координат. Скоростная система координат обычно широко используется при исследовании продольного движения самолета.

Связанная система координат $OXYZ$ (рис. 13.2) выбирается такой, что в ней начало координат, как и в предыдущей системе, помещается в центре масс самолета, ось OX направлена по продольной оси самолета вперед, ось OY перпендикулярна оси OX и

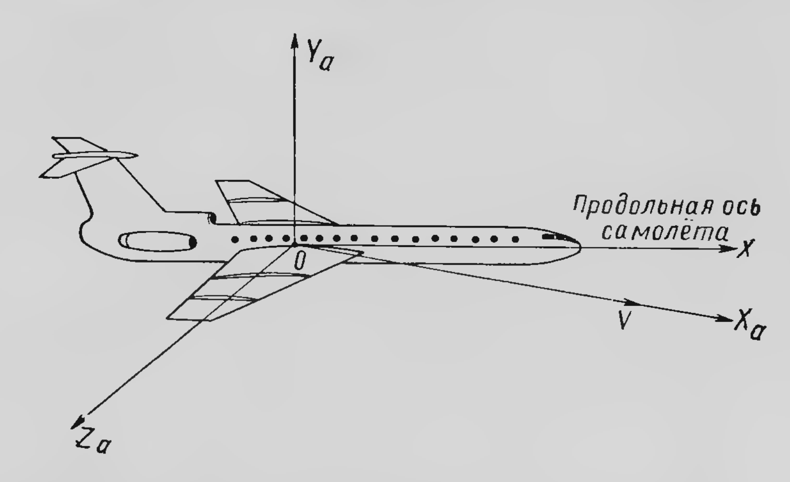


Рис. 13.1. Скоростная система координат самолета

лежит в плоскости симметрии самолета, ось OZ перпендикулярна плоскости XOY, образуя с первыми двумя осями правую систему координат. Ось OX называется продольной осью самолета, ось OY — нормальной осью самолета и ось OZ — поперечной осью самолета. Связанная система координат широко используется при исследовании движения самолета.

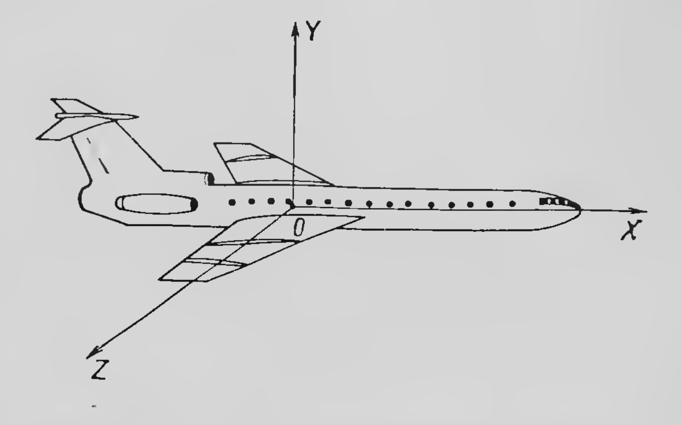


Рис. 13.2. Связанная система координат самолета

При изучении движения самолета в воздухе в качестве системы координат, по отношению к которой производится определение положения последнего, наиболее часто выбирают систему координат, связанную с земными ориентирами. Эту систему координат обычно называют земной и обозначают $O_0X_gY_gZ_g$.

Начало O_0 такой системы координат совмещают с какой-либо точкой земной поверхности, например, с точкой вылета, ось O_0Y_g направляют по вертикали вверх. При этом условии оси O_0X_g и O_0Z_g будут совмещены с плоскостью горизонта, а в плоскости горизонта их направление может быть выбрано произвольно. Обычно это зависит от решаемой навигационной задачи. В частном слу-

час ось O_0X_g может быть направлена на Север, а ось O_0Z_g — на Восток или ось O_0X_g имеет направление заданной линии пути, тогда ось O_0Z_g направлена вправо от нее. Земную систему координат можно ориентировать и по другому, но всегда важно, чтобы она была неподвижна относительно Земли.

Движение самолета в пространстве по отношению к выбранной земной системе координат можно представить состоящим из двух движений: движения вокруг центра масс (вращательного) и движения центра масс (поступательного). Так как в каждом из этих движений самолет обладает тремя степенями свободы, то в целом он имеет шесть степеней свободы.

Для определения положения самолета в пространстве необходимо знать шесть координат: три линейных координаты и три угловых. Эти шесть координат как функции времени являются параметрами движения самолета. Линейные параметры $X_gY_gZ_g$ характеризуют положение центра масс самолета относительно выбранной земной системы координат (рис. 13.3).

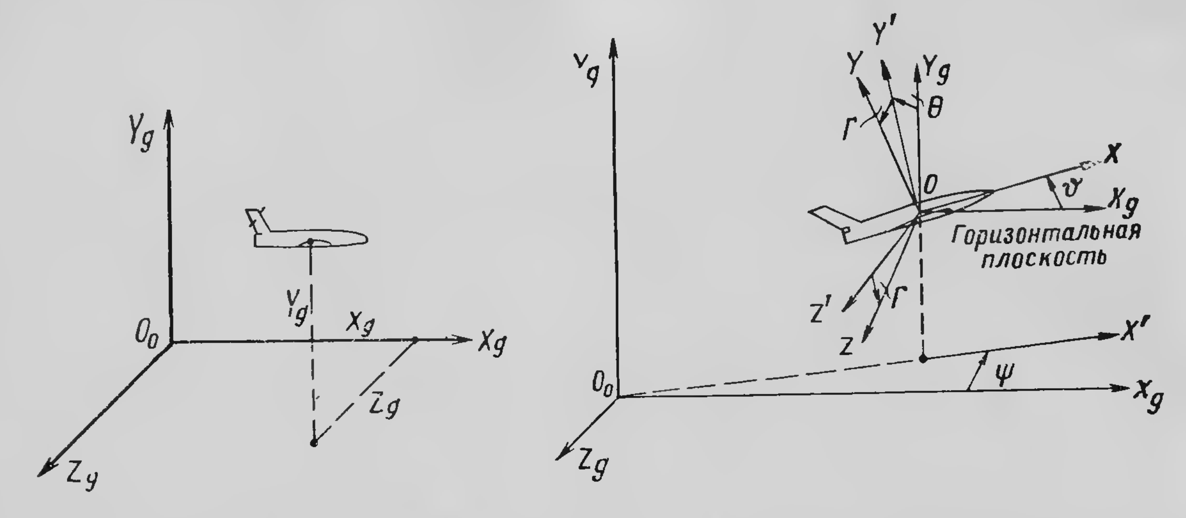


Рис. 13.3. Линейные параметры, характеризующие положение центра масс самолета относительно земной системы координат

Рис. 13.4. Угловые параметры, характеризующие угловое положение самолета, относительно земной системы координат

В данном случае ось O_0X_g является пройденным расстоянием по заданной линии пути, ось O_0Y_g — высотой полета и ось O_0Z_g — боковым уклонением. Их первые и вторые производные представляют соответственно линейные скорости и ускорения центра масс.

Угловые параметры ψ, ϑ, γ характеризуют угловое положение самолета относительно земной поверхности. Иначе говоря, угловые параметры характеризуют положение связанной с самолетом системы координат $OXYZ$ относительно земной системы $O_0X_gY_gZ_g$ (рис. 13.4).

Угол ψ называется углом рыскания. Это — угол между осью O_0X_g и проекцией O_0X' продольной оси самолета OX на горизонтальную плоскость. Угол ψ считается положительным, если продольная ось самолета повернута влево от линии пути. Угол ϑ называется углом тангажа. Это угол между продольной осью самолета OX и плоскостью горизонта. Он считается положительным, если продольная ось самолета повернута вверх от плоскости горизонта. Угол γ называется углом крена. Он заключен между плоскостью симметрии самолета XOY и вертикальной плоскостью, проходящей через продольную ось самолета. Угол крена считается положительным, если опущено правое крыло и приподнято левое.

Образование углов ψ, ϑ, γ можно продемонстрировать путем трех последовательных поворотов самолета (связанной системы координат) относительно его центра масс. Пусть имеем земную систему координат $O_0X_gY_gZ_g$ (рис. 13.5). В исходном положении совместим связанную систему координат с земной. Повернем связанную систему координат вокруг оси OY_g на угол ψ. Связанная система координат принимает в этом случае положение $OX'Y_gZ'$.

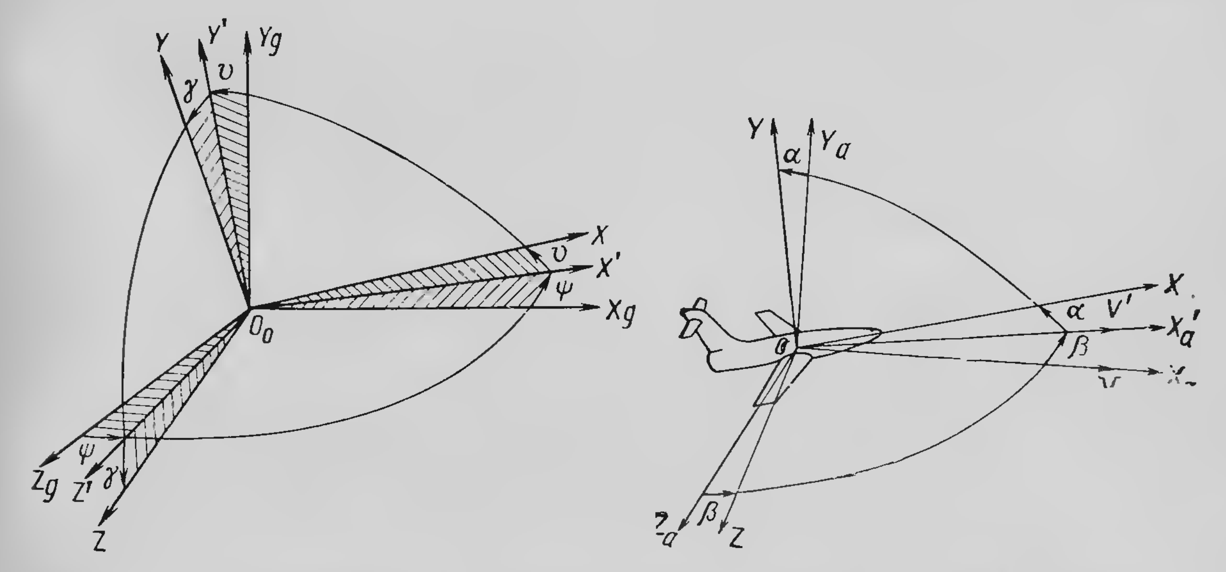


Рис. 13.5. К образованию углов рыскания, тангажа и крена путем трех последовательных поворотов

Рис. 13.6. К образованию углов скольжения и атаки

Второй поворот связанной системы координат производим вокруг оси OZ' на угол ϑ. После этого поворота связанная система координат занимает положение $OXY'Z'$.

После третьего поворота вокруг оси OX на угол ϑ связанная система координат занимает положение $OXYZ$.

Такое определение угловых параметров для самолета может быть не приемлемым для других летательных аппаратов.

Положение связанной системы координат относительно скоростной (поточной) системы координат определяется двумя аэродинамическими параметрами: углом атаки α и углом скольжения β (рис. 13.6). Углом атаки называется угол между проекцией V' вектора истинной воздушной скорости на плоскость симметрии самолета XOY и продольной осью самолета OX. Углом скольже-

ния β называется угол между вектором истинной воздушной скорости и плоскостью симметрии самолета. В том случае, когда угол скольжения равен нулю, угол атаки есть угол между вектором истинной воздушной скорости и продольной осью самолета. На рис. 13. 6 углы α и β показаны положительными.

13.5. СИЛЫ И МОМЕНТЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА САМОЛЕТ

Во время движения самолет находится под воздействием сил различной физической природы. Среди этих сил принято различать силы гравитационные и негравитационные. К гравитационным относятся силы тяжести отдельных частей самолета. К негравитационным относятся аэродинамические силы, сила тяги, развиваемая двигателями самолета, и сила реакции опоры. Последняя будет иметь место при нахождении самолета на земной поверхности.

Рассмотрим действие сил на самолет при его движении в воздухе.

Для этой цели выберем какую-либо точку самолета, например, центр массы O (рис. 13. 7) и проведем к этой точке все силы, действующие на самолет. Силы тяжести отдельных частиц самолета могут быть приведены к силе тяжести $\bar{G}$ всего самолета, приложенной в его центре масс и направленной вниз по вертикали.

Аэродинамические силы могут быть приведены к полной аэродинамической силе $\bar{R}$, приложенной в центре масс самолета. Точка приложения этой силы в общем случае не совпадает с центром масс самолета. Поэтому при приведении ее к центру масс самолета одновременно необходимо учитывать и момент $\bar{M}_R$, создаваемый ею относительно центра масс.

Аналогично сила тяги, представляющая собой равнодействующую всех развиваемых двигателями самолета сил, приводится к силе $\bar{P}$, приложенной в центре масс самолета, и паре сил с главным моментом $\bar{M}_P$. Направление действия силы тяги P приближенно можно считать совпадающим с направлением продольной оси самолета.

При изучении движения самолета оказывается удобным знать проекции указанных сил и моментов на оси какой-либо системы координат. Выбор системы координат диктуется удобством определения указанных проекций и возможностью использования последних для изучения и исследования движения самолета. Наиболее часто фигурируют проекции аэродинамических сил на оси скоростной (поточной) системы координат. Они обозначаются через $X_a Y_a Z_a$ и называются соответственно силой лобового сопротивления, подъемной и боковой силой.

При изучении движения самолета относительно центра масс необходимо знание проекции моментов на оси системы координат, связанной с центром масс самолета. Эти проекции обычно обозначаются через M_X, M_Y, M_Z в соответствии с обозначением осей.

Во время полета самолет подвергается различным возмущениям. Наиболее значительными из них являются воздушные течения (порывы ветра, периодические возмущения в атмосфере и т. д.), нарушения центровки самолета вследствие выработки топлива из баков, сбрасывания каких-либо грузов и др. Все эти возмущения различаются по длительности действия, природе и причинам возникновения.

При произвольной выработке топлива из баков самолета на него накладываются возмущения, являющиеся медленно меняющимися функциями времени. Эти возмущения обычно сводятся к нарушению центровки самолета и к изменению его динамических параметров вследствие изменения массы самолета.

Рассмотренные типы возмущений являются определенными функциями времени и их воздействие на самолет можно учесть заранее. Возмущения, которые невозможно заранее определить и точно учесть — это возмущения, вызванные воздушными течениями.

Существуют различные виды воздушных течений. К ним следует отнести постоянные ветры, восходящие и нисходящие потоки, порывы ветра, завихрения и пр. Если самолет совершает полет при наличии ветра, то его центр масс, помимо движения относительно частиц воздуха, перемещается также вместе с частицами воздуха со скоростью ветра. Следовательно, скорость самолета по отношению к земле (путевая скорость) будет состоять из геометрической суммы скорости самолета по отношению к воздуху и скорости ветра.

При воздействии переменных возмущений, вызванных воздушными течениями (восходящие и нисходящие потоки, порывы ветра, завихрения), самолет испытывает удары, быстрые перемещения вверх и вниз и из стороны в сторону. При этом самолет испытывает перегрузки и его движение будет отличаться от движения в спокойной атмосфере.

13.6. УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА КАК ОБЪЕКТА УПРАВЛЕНИЯ

Из механики известно, что движение твердого тела с одной степенью свободы математически описывается дифференциальным уравнением второго порядка. Если описать движение самолета в общем виде, то оно будет характеризоваться шестью дифференциальными уравнениями второго порядка или соответственно двенадцатью уравнениями первого порядка Совместное решение этих уравнений представляет значительные трудности и обычно в динамике полета самолета идут на ряд упрощений, которые позволяют оценить характер как свободного движения самолета, так и управляемого автопилотом. Одно из таких упрощений состоит в том, что общее движение самолета вследствие его симметрии и пренебрежения инерционными, аэродинамическими и кинематическими связями разбивают на две независимые друг от друга группы движений: продольное и боковое.

Продольное движение характеризуется перемещением центра масс самолета вдоль осей O_0X_g, O_0Y_g и вращением относительно оси OZ_a.

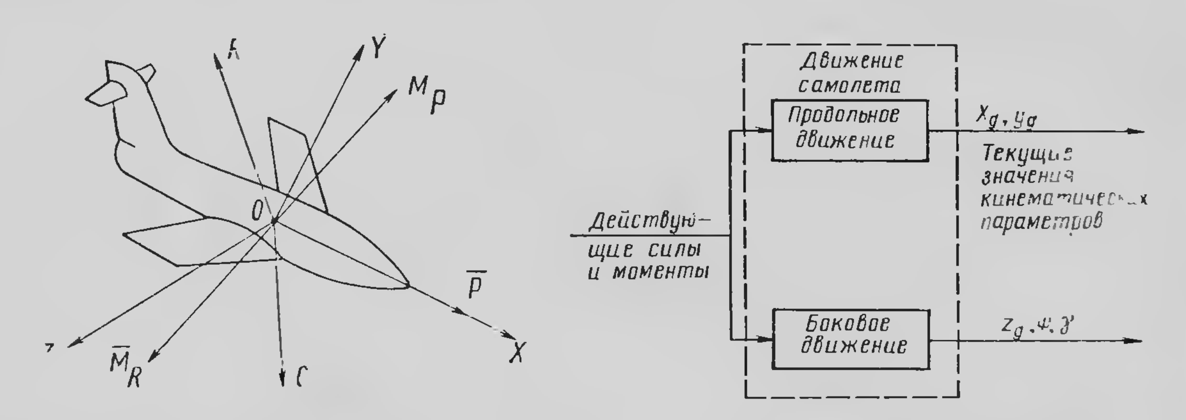


Рис. 13.7 Силы и моменты, действующие на самолет

Рис. 13.8. Схематическое изображение движения самолета с его кинематическими параметрами

Боковое движение характеризуется перемещением центра масс самолета вдоль оси O_0Z_g и вращением относительно осей OX, OY.

Координаты X_g, Y_g, Z_g, ψ, ϑ и γ есть те шесть кинематических параметров, которые полностью определяют положение самолета в пространстве относительно земной системы координат.

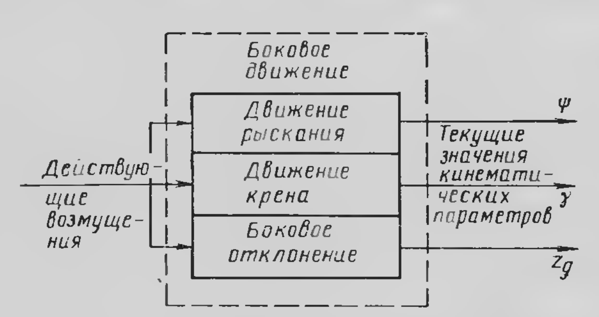


Рис. 13.9. Схематическое изображение бокового движения самолета с его кинематическими параметрами

Движение самолета с его кинематическими параметрами схематически изображено на рис. 13.8.

В свою очередь, боковое движение, если рассматривать его независимым от продольного, схематически можно представить так, как это показано на рис. 13.9.

Движение самолета по одной из указанных координат математически описывается уравнением второго порядка и легко может быть проанализировано.

Составим упрощенные уравнения движения с целью исследования автоматического движения самолета. При этом ограничимся рассмотрением развязанных уравнений бокового движения, как более простых и доступных для анализа.

13.6.1. Движение рыскания самолета

Пусть на самолет относительно его нормальной оси OY (рис. 13.10) действует внешний возмущающий момент M_{BY}. Этот момент может возникать от различных причин, в том числе от

асимметрии тяги двигателей, боковых порывов ветра и пр. Внешнему моменту будут противодействовать моменты, возникшие в результате вращения самолета относительно оси OY. Такими моментами будут: инерционный, демпфирующий и момент руля направления.

Используя уравнения моментов, получим

$$M_{\text{в}Y} = M_{\text{и}Y} + M_{\text{д}Y} + M_{\text{р}Y}, \qquad (13.1)$$

где $M_{\text{и}Y}$ — момент сил инерции, возникающий относительно нормальной оси самолета; $M_{\text{д}Y}$ — демпфирующий момент относительно оси OY; $M_{\text{р}Y}$ — момент, обусловленный отклонением руля направления, если самолет управляется пилотом или автопилотом. Выражения для указанных моментов имеют вид

$$M_{\text{и}Y} = I_Y \frac{d^2\psi}{dt^2}; \quad M_{\text{д}Y} = A_{\text{д}} \frac{d\psi}{dt}; \quad M_{\text{р}Y} = A_{\text{р}}\delta_{\text{н}}, \qquad (13.2)$$

где I_Y — момент инерции самолета относительно нормальной оси; $A_{\text{д}}$ — коэффициент демпфирования, зависящий от конструкции самолета и его режима полета; $A_{\text{р}}$ — коэффициент эффективности руля направления, зависящий от конструкции руля и режима полета; $\delta_{\text{н}}$ — угол отклонения руля направления.

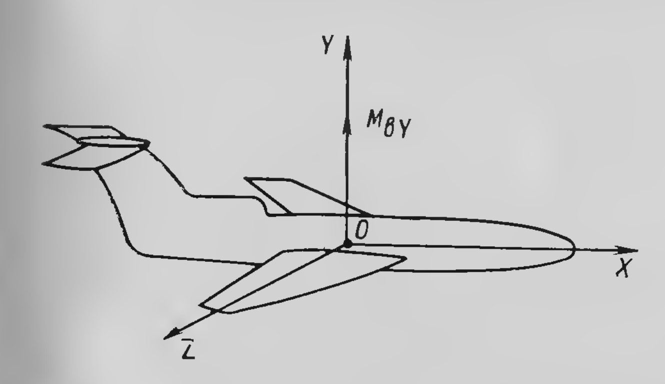


Рис. 13.10. К определению действия внешнего момента на самолет

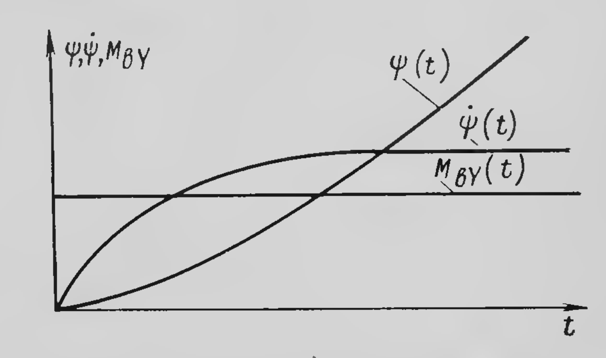


Рис. 13.11. Характер изменения угла рыскания и угловой скорости рыскания

Используя (13.1) и (13.2), можно записать

$$I_Y \frac{d^2\psi}{dt^2} + A_{\text{д}} \frac{d\psi}{dt} + A_{\text{р}}\delta_{\text{н}} = M_{\text{в}Y}. \qquad (13.3)$$

Если самолет неуправляем по курсу, т. е. руль находится в нейтральном положении, тогда уравнение (13.3) принимает вид

$$I_Y \frac{d^2\psi}{dt^2} + A_{\text{д}} \frac{d\psi}{dt} = M_{\text{в}Y}. \qquad (13.4)$$

Разделив уравнение на I_Y и применяя оператор дифференцирования $p = \frac{d}{dt}$, уравнению (13.4) можно придать вид

$$\left(p + \frac{A_{\text{д}}}{I_Y}\right) p\psi = \frac{M_{\text{в}Y}}{I_Y}. \qquad (13.5)$$

Характеристическое уравнение для указанного дифференциального уравнения (13.5) имеет один нулевой корень. Действительно,

$$\left(p+\frac{A_д}{I_Y}\right)p=0, \tag{13.6}$$

откуда

$$p_1=0; \quad p_2=-\frac{A_д}{I_Y}$$

Решение уравнения относительно $p\psi$ при нулевых начальных условиях имеет вид

$$p\psi=\frac{M_{вY}}{A_д}\left(1-e^{-\frac{A_д}{I_Y}t}\right). \tag{13.7}$$

Из уравнения (13.7) следует, что в установившемся режиме угловая скорость рыскания $p\psi$ приобретает постоянное значение, равное

$$\dot{\psi}=p\psi=\frac{M_{вY}}{A_д}, \tag{13.8}$$

а угол рыскания ψ будет непрерывно возрастать.

На рис. 13.11 представлен характер изменения во времени угла рыскания и угловой скорости рыскания при действии на самолет относительно нормальной оси постоянного внешнего момента $M_{в\,Y}$.

Расходящийся процесс по углу рыскания ψ соответствует периодической неустойчивости неуправляемого самолета. Для обеспечения устойчивого самолета необходимо отклонять руль направления. Эту задачу решает пилот. Автоматически задача управления самолетом решается с помощью автопилота, который обеспечивает не только устойчивый полет самолета, но и заданную точность стабилизации угла рыскания.

13.6.2. Движение рыскания самолета с учетом скольжения

Выше рассматривалось движение рыскания самолета без учета смещения его центра масс. В общем случае движение рыскания зависит не только от указанных в выражении (13.1) моментов, но и от боковой составляющей его воздушной скорости. Составим уравнения движения рыскания с учетом скольжения. При этом движение крена учитывать не будем, считая, что оно стабилизировано и его влияние на рыскание с учетом скольжения мало.

Если на самолет будет действовать внешний момент относительно нормальной оси, то этому моменту, помимо указанных моментов (13.2), будет противодействовать момент $M_{c\,Y}$ за счет

скольжения самолета, т. е. за счет угла рассогласования между продольной осью самолета OX и направлением вектора воздушной скорости V. При этом

$$M_{cY}=A_c V_Z, \tag{13.9}$$

где V_Z — проекция вектора воздушной скорости V самолета на поперечную ось OZ; A_c — коэффициент, характеризующий влияние проекции Z (скольжения) на движение рыскания самолета.

Вместо проекции V_Z вводят угол скольжения β с тем, чтобы кинематические параметры в уравнениях имели одинаковую размерность.

В соответствии с рис. 13.12

$$V_Z=V\sin\beta. \tag{13.10}$$

Учитывая, что угол β мал, выражение (13.10) можно записать следующим образом:

$$V_Z=V\beta. \tag{13.11}$$

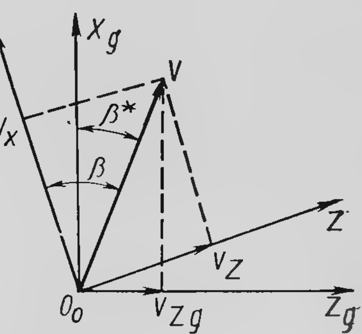


Рис. 13.12. Кинематические параметры движения рыскания с учетом скольжения

Следовательно, уравнение движения рыскания (13.3) с учетом (13.9) и (13.11) можно представить в виде

$$I_y\frac{d^2\psi}{dt^2}+A_д\frac{d\psi}{dt}+A_cV\beta+A_р\delta_н=M_{вY}. \tag{13.12}$$

Найдем теперь выражение для боковых сил.

Если на самолет будет действовать внешняя боковая сила $F_{в\,Z}$, например, вследствие бокового ветра, то возникнут противодействующие силы.

Используя уравнения сил, можно записать

$$F_{вZ}=F_{иZ}+F_{дZ}+F_{цZ}, \tag{13.13}$$

где $F_{и\,Z}$ — боковая сила инерции; $F_{д\,Z}$ — боковая демпфирующая сила; $F_{ц\,Z}$ — центробежная сила, возникающая вследствие вращения самолета относительно вертикальной оси.

Выражения для указанных сил имеют вид

$$F_{иZ}=m\frac{dV_Z}{dt}; \quad F_{дZ}=B_дV_Z; \quad F_{цZ}=-mV_X\frac{d\psi}{dt}, \tag{13.14}$$

где m — масса самолета; $B_д$ — коэффициент демпфирования.

Так как $V_X=V\cos\beta$, то при малом угле β

$$V_X=V, \text{ а } F_{цZ}=-mV\frac{d\psi}{dt}.$$

Таким образом, уравнение сил в плоском боковом движении принимает вид

$$m\left(\frac{dV_Z}{dt}-V\frac{d\psi}{dt}\right)+B_дV_Z=F_{вZ}. \tag{13.15}$$

С учетом (13.11) уравнение (13.15) можно переписать в следующем виде:

$$V\left(m\frac{d\beta}{dt}+B_{\text{д}}\beta\right)-mV\frac{d\psi}{dt}=F_{\text{в}Z}. \qquad (13.16)$$

Уравнение (13.16) составлено в связанной системе координат $OXYZ$. Однако часто необходимо знать истинный угол сноса в земной системе координат. Эта связь может быть легко получена для плоского бокового движения из рис. 13.12 с помощью выражения

$$\beta-\psi=\beta^*. \qquad (13.17)$$

Используя (13.12), (13.16) и (13.17), получим следующую систему дифференциальных уравнений, описывающих плоское боковое движение самолета:

$$\left.\begin{aligned}&I_Y\frac{d^2\psi}{dt^2}+A_{\text{д}}\frac{d\psi}{dt}+A_cV\beta+A_{\text{р}}\delta_{\text{н}}=M_{\text{в}Y};\\&V\left(m\frac{d\beta}{dt}+B_{\text{д}}\beta\right)-mV\frac{d\psi}{dt}=F_{\text{в}Z};\\&\beta-\psi=\beta^*.\end{aligned}\right\} \qquad (13.18)$$

В данных уравнениях кинематические параметры ψ, β, β^* зависят от действующих на самолет возмущений $M_{\text{в}Y}$, $F_{\text{в}Z}$, а также от управляющего воздействия пилота или автопилота за счет отклонения руля направления $\delta_{\text{н}}$.

Разделив первое уравнение на I_Y, а второе — на mV, применяя оператор дифференцирования и считая, что руль находится в нейтральном положении, уравнения (13.18) приводим к виду

$$\left.\begin{aligned}&\left(p+\frac{A_{\text{д}}}{I_Y}\right)p\psi+\frac{A_cV}{I_Y}\beta=\frac{M_{\text{в}Y}}{I_Y};\\&\left(p+\frac{B_{\text{д}}}{mV}\right)\beta-p\psi=\frac{F_{\text{в}Z}}{mV};\\&\beta-\psi=\beta^*.\end{aligned}\right\} \qquad (13.19)$$

Характеристический определитель системы уравнений (13.19) имеет вид

$$D(p)=\begin{vmatrix}\left(p+\frac{A_{\text{д}}}{I_Y}\right)p & \frac{A_cV}{I_Y} & 0\\ -p & p+\frac{B_{\text{д}}}{mV} & 0\\ 1 & -1 & 1\end{vmatrix}. \qquad (13.20)$$

Раскрывая определитель, получим характеристическое уравнение

$$D(p)=a_0p^3+a_1p^2+a_2p=0, \qquad (13.21)$$

где $a_0=1;\ a_1=\frac{A_{\text{д}}}{I_Y}+\frac{B_{\text{д}}}{mV};\ a_2=\frac{A_cV}{I_Y}+\frac{A_{\text{д}}}{I_Y}\frac{B_{\text{д}}}{mV}.$

Так как характеристическое уравнение имеет один нулевой корень, то плоское боковое движение не является устойчивым. Этот нулевой корень определяет неустойчивость по углу рыскания, на что указывалось выше [(см. уравнение (13.8)].

13.6.3. Движение крена самолета

Движение крена происходит относительно продольной оси Ox самолета. Если рассматривать движение крена не зависимым от скольжения, то получим точно такое же по виду дифференциальное уравнение, как и для движения рыскания, а именно:

$$I_X\frac{d^2\gamma}{dt^2}+A'_{\text{д}}\frac{d\gamma}{dt}+A'_{\text{р}}\delta_{\text{э}}=M_{\text{в}X}, \qquad (13.22)$$

где I_X — момент инерции самолета относительно продольной оси OX; $A_{\text{д}}'$ — коэффициент демпфирования самолета по крену, зависящий в основном от несущих поверхностей и режима полета самолета; $A_{\text{р}}'$ — коэффициент эффективности элеронов; $M_{\text{в}X}$ — внешний возмущающий момент, действующий по продольной оси самолета OX.

Однако на движение крена будет влиять скольжение.

Действительно, если вектор скорости самолета не совпадает с его продольной осью, то за счет боковой составляющей возникает момент крена, так как подъемные силы крыльев будут неодинаковы

Кроме этого, на движение крена будет влиять и движение рыскания. Так, при повороте самолета вокруг нормальной оси OY составляющая скорости одной несущей поверхности будет больше, чем другой. Вследствие этого разными будут и подъемные силы крыльев, вследствие чего возникает момент крена.

В свою очередь, движение крена будет оказывать влияние на движение рыскания и скольжения. В частности, вследствие движения крена, т. е. поворота самолета вокруг продольной оси OX, возникает спиральный момент рыскания, так как в этом случае эффективные углы атаки будут неодинаковыми.

Влияние крена на скольжение состоит в следующем.

При возникновении крена силы тяжести будут проектироваться и на поперечную ось самолета OZ, т. е. появится дополнительная боковая сила.

Уравнения крена и рыскания связаны между собой и представляют систему дифференциальных уравнений пятого порядка, исследование которых с автопилотом представляет значительные математические трудности.

13.7. ДВИЖЕНИЕ РЫСКАНИЯ САМОЛЕТА С АВТОПИЛОТОМ КУРСОВОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ

Простейшим автопилотом курсовой стабилизации является автомат курса с жесткой обратной связью, реагирующий на угловое отклонение самолета по курсу.

На рис. 13. 13 представлена блок-схема автомата курса.

Принцип работы автомата курса довольно прост и состоит в следующем.

При отклонении самолета от заданного курса гироскоп направления (ГН) типа ГПК-52-АП воспринимает это отклонение и вырабатывает напряжение, пропорциональное углу рыскания. Это напряжение поступает на суммирующее устройство (СУ), далее на усилитель (У) и на рулевую машину (РМ) руля направления (РН). За счет наличия жесткой обратной связи (ОС) отклонение руля направления будет пропорционально углу рыскания.

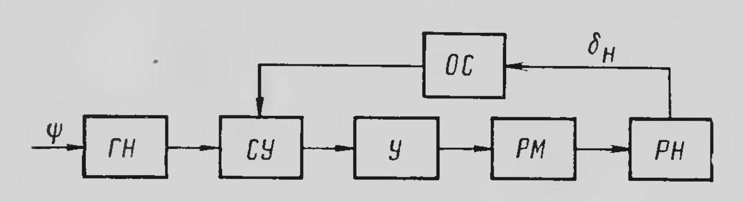


Рис. 13. 13. Блок-схема автомата курса

Поэтому уравнение идеального автомата курса (закон управления) можно написать в виде

$$\delta_н = k_\psi \psi, \tag{13.22a}$$

где $\delta_н$ — угол отклонения руля направления; ψ — угол рыскания самолета; k_ψ — передаточное отношение по углу рыскания, определяющее отношение угла отклонения руля направления к углу отклонения самолета по курсу.

Рассмотрим характер движения рыскания самолета с автоматом курса, имеющим закон управления

$$\delta_н = k_\psi \psi.$$

Исходные уравнения движения самолета будут иметь вид

$$\left.\begin{aligned} & I_Y \frac{d^2\psi}{dt^2} + A_{\tau} \frac{d\psi}{dt} + A_р \delta_н = M_{вY}; \\ & \delta_н = k_\psi \psi. \end{aligned}\right\} \tag{13.23}$$

Подставляя в уравнение движения рыскания самолета уравнение автомата курса, получим

$$I_Y \frac{d^2\psi}{dt^2} + A_{\tau} \frac{d\psi}{dt} + A_р k_\psi \psi = M_{вY}. \tag{13.24}$$

Разделив уравнение на I_Y и применяя оператор дифференцирования, уравнению (13. 24) можно придать вид

$$\left(p^2 + \frac{A_{\tau}}{I_Y} p + \frac{A_р k_\psi}{I_Y}\right)\psi = \frac{M_{вY}}{I_Y}. \tag{13.25}$$

Задача исследования автоматической системы «самолет-автопилот» состоит, прежде всего в ее статическом анализе и выявлении зависимости устойчивости от параметров автопилота.

1. Статический анализ. В установившемся режиме полета $p^2\psi = p\psi = 0$ и от влияния действующего внешнего момента $M_{вY}$ самолет отклоняется от заданного направления на величину статической ошибки $\psi_{ост}$.

Как видно из уравнения (13. 25),

$$\psi_{ост} = \frac{M_{вY}}{A_р k_\psi}. \tag{13.26}$$

Для уменьшения статической ошибки $\psi_{ост}$ с помощью автопилота необходимо увеличивать передаточное отношение по углу рыскания k_ψ, которое зависит от коэффициента обратной жесткой связи и коэффициента передачи гироскопа направления.

2. Устойчивость движения рыскания. Обеспечение устойчивости является необходимым условием любой замкнутой системы автоматического регулирования. Одна из задач автопилота в автоматической системе самолет — автопилот состоит в обеспечении устойчивого полета самолета. Для обеспечения устойчивости необходимо, чтобы все корни характеристического уравнения имели отрицательную вещественную часть.

Рассмотрим, каким образом и за счет каких параметров обеспечивается устойчивость полета самолета по углу рыскания и как влияет передаточное отношение автомата курса k_ψ на характер переходного процесса.

Оценку переходного процесса можно провести с помощью корней характеристического уравнения:

$$p^2 + \frac{A_{\tau}}{I_Y} p + \frac{A_р}{I_Y} k_\psi = 0. \tag{13.27}$$

Корни уравнения (13. 27)

$$p_{1,2} = -\frac{1}{2}\frac{A_{\tau}}{I_Y} \pm \sqrt{\left(\frac{1}{2}\frac{A_{\tau}}{I_Y}\right)^2 - \frac{A_р}{I_Y} k_\psi}.$$

Обычно

$$\frac{A_р}{I_Y} k_\psi > \left(\frac{1}{2}\frac{A_{\tau}}{I_Y}\right)^2, \tag{13.28}$$

и тогда корни $p_{1,2}$ будут характеризовать колебательно затухающее движение рыскания самолета. При этом интенсивность затухания будет определяться вещественной частью корня $\left(\frac{1}{2}\frac{A_{\tau}}{I_Y}\right)$ и, как видно из уравнения (13. 27), не будет зависеть от передаточного отношения автомата курса k_ψ.

Величина частоты затухающих колебаний в нашем случае будет

$$\sqrt{\frac{A_р}{I_Y} k_\psi - \left(\frac{1}{2}\frac{A_{\tau}}{I_Y}\right)^2}. \tag{13.29}$$

Выражение (13. 29) показывает, что с увеличением передаточного отношения k_ψ частота колебаний системы будет возрастать.

На рис. 13.14 показан характер изменения угла рыскания при действии на самолет постоянного по величине внешнего момента $M_{вY}$.

На основании сказанного можно сделать следующие выводы:

1. При действии на самолет постоянного внешнего момента последний отклонится от заданного направления на угол, называемый статической погрешностью. Для уменьшения статической погрешности необходимо передаточное отношение автопилота k увеличивать.

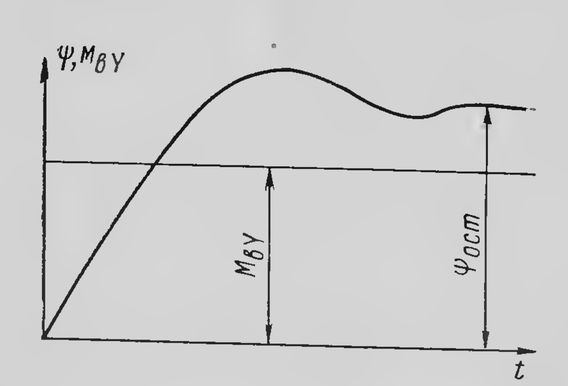


Рис. 13.14. Характер изменения угла рыскания

2. Частота колебаний системы с увеличением передаточного отношения возрастает. При этом выбирать большое передаточное отношение нецелесообразно, так как могут возникнуть нежелательные колебания самолета с большой частотой.

Чтобы частично примирить эти противоречивые требования, применяют автопилоты, управляющие рулями по углу и угловой скорости отклонения самолета.

Рассмотрим теперь характер движения рыскания самолета с автоматом курса, имеющим закон управления по углу и угловой скорости рыскания:

$$\delta_н = k_\psi \psi + k_{\dot\psi} \frac{d\psi}{dt}, \qquad (13.30)$$

где $k_{\dot\psi}$ — передаточное отношение по угловой скорости, определяющее отношение угла отклонения руля направления к угловой скорости рыскания.

В этом случае исходные уравнения движения системы примут вид

$$\left.\begin{aligned} & I_Y \frac{d^2\psi}{dt^2} + A_д \frac{d\psi}{dt} + A_р \delta_н = M_{вY}; \\ & \delta_н = k_\psi \psi + k_{\dot\psi} \frac{d\psi}{dt}. \end{aligned}\right\} \qquad (13.31)$$

Подставляя в уравнение движения рыскания самолета уравнение автомата курса, т. е. избавляясь от переменной $\delta_н$, получим исходное уравнение

$$\left.\begin{aligned} & I_Y \frac{d^2\psi}{dt^2} + A_д \frac{d\psi}{dt} + A_р \left(k_\psi \psi + k_{\dot\psi} \frac{d\psi}{dt}\right) = M_{вY} \\ & \text{или} \\ & I_Y \frac{d^2\psi}{dt^2} + (A_д + A_р k_{\dot\psi}) \frac{d\psi}{dt} + A_р k_\psi \psi = M_{вY}. \end{aligned}\right\} \qquad (13.32)$$

Разделив (13.32) на I_Y и применяя оператор дифференцирования, уравнению (13.32) можно придать вид

$$\left(p^2 + \frac{A_д + A_р k_{\dot\psi}}{I_Y} p + \frac{A_р k_\psi}{I_Y}\right)\psi = \frac{M_{вY}}{I_Y}. \qquad (13.33)$$

Проведем анализ полученных уравнений по выше примененной методике.

1. Статический анализ. Как видно из выражения (13.33), статическая ошибка при введении в закон управления производной от угла рыскания остается неизменной и равной $\psi_{ост} = \frac{M_{вY}}{A_р k_\psi}$.

2. Для оценки переходного процесса определим корни характеристического уравнения:

$$p_{1,2} = -\frac{1}{2} \frac{A_д + A_р k_{\dot\psi}}{I_Y} \pm \sqrt{\left(\frac{1}{2} \frac{A_д + k_{\dot\psi}}{I_Y}\right)^2 - \frac{A_р k_\psi}{I_Y}}. \qquad (13.34)$$

Как видно из формулы (13.34), введение в закон управления производной от угла рыскания позволяет влиять на интенсивность затухания переходного процесса $\left(-\frac{1}{2} \frac{A_д + A_р k_{\dot\psi}}{I_Y}\right)$.

При выбранном k_ψ, исходя из условий статической ошибки, можно подбором передаточного отношения $k_{\dot\psi}$ получить желаемый переходный процесс.

Искусственное демпфирование имеет то преимущество по сравнению с естественным, что оно не требует изменения коэффициента демпфирования $A_д$, зависящего от конструкции самолета.

Параметры k_ψ и $k_{\dot\psi}$ автопилота курса, управляющего движением рыскания самолета, могут быть выбраны так, что движение самолета к новому положению равновесия будет апериодическим, но при этом переходный процесс будет протекать вяло.

При подборе передаточных отношений k_ψ и $k_{\dot\psi}$ с целью увеличить демпфирование системы и уменьшить статическую ошибку может оказаться, что при этом система будет иметь большую частоту собственных колебаний. Для того чтобы влиять на период собственных колебаний системы, не увеличивая статической ошибки, в автомат курса вводят управление по угловому ускорению.

В этом случае закон управления автомата курса будет иметь вид

$$\delta_н = k_\psi \psi + k_{\dot\psi} \frac{d\psi}{dt} + k_{\ddot\psi} \frac{d^2\psi}{dt^2} \qquad (13.35)$$

и исходные уравнения движения системы запишутся так:

$$\left.\begin{aligned} & I_Y \frac{d^2\psi}{dt^2} + A_д \frac{d\psi}{dt} + A_р \delta_н = M_{вY}; \\ & \delta_н = k_\psi \psi + k_{\dot\psi} \frac{d\psi}{dt} + k_{\ddot\psi} \frac{d^2\psi}{dt^2}. \end{aligned}\right\} \qquad (13.36)$$

Исключая переменную $\delta_{н}$ и вводя оператор дифференцирования, получим уравнение движения рыскания вида

$$\left(p^2+\frac{A_{д}+A_{р}k_{\dot\psi}}{I_Y+A_{р}k_{\ddot\psi}}\,p+\frac{A_{р}k_{\psi}}{I_Y+A_{р}k_{\ddot\psi}}\right)\psi=\frac{M_{вY}}{I_Y+A_{р}k_{\ddot\psi}};\qquad(13.37)$$

корни характеристического уравнения в этом случае примут вид

$$p_{1,2}=-\frac{1}{2}\,\frac{A_{д}+A_{р}k_{\dot\psi}}{I_Y+A_{р}k_{\ddot\psi}}\pm\sqrt{\left(\frac{1}{2}\,\frac{A_{д}+A_{р}k_{\dot\psi}}{I_Y+A_{р}k_{\ddot\psi}}\right)^2-\frac{A_{р}k_{\psi}}{I_Y+A_{р}k_{\ddot\psi}}}.\qquad(13.38)$$

Из выражения (13. 38) следует, что введение в закон управления второй производной по углу рыскания позволяет влиять как на интенсивность затухания переходного процесса

$$\left(-\frac{1}{2}\,\frac{A_{д}+A_{р}k_{\dot\psi}}{I_Y+A_{р}k_{\ddot\psi}}\right),$$

так и на частоту собственных колебаний

$$\sqrt{\frac{A_{р}k_{\psi}}{I_Y+A_{р}k_{\dot\psi}}-\left(\frac{1}{2}\,\frac{A_{д}+A_{р}k_{\dot\psi}}{I_Y+A_{р}k_{\ddot\psi}}\right)^2}$$

при сохранении заданной статической ошибки.

13.8. УСТОЙЧИВОСТЬ ДВИЖЕНИЯ РЫСКАНИЯ САМОЛЕТА С УЧЕТОМ СКОЛЬЖЕНИЯ С АВТОПИЛОТОМ КУРСОВОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ

В разд. 13. 7 рассматривалось движение рыскания самолета с автопилотом курсовой стабилизации.

Упрощенное рассмотрение движения самолета в горизонтальной плоскости преследовало в основном цель выявить влияние параметров автопилота на характер движения рыскания.

В действительности плоское боковое движение самолета, как показано в подразд. 13. 6. 2, состоит из двух взаимосвязанных движений — вращательного движения и движения центра масс самолета. Оценим влияние движения центра масс, в частности, скольжения на устойчивость системы и сравним полученные результаты с данными разд. 13. 7.

Для этого воспользуемся системой уравнений (13. 18).

Кинематические уравнения связи (13. 17) при рассмотрении устойчивости можно не учитывать, так как устойчивость системы не зависит от выбора координатных осей.

Далее будем полагать, что управление осуществляется по углу рыскания и первой производной при наличии жесткой обратной связи.

С учетом отмеченного исходные уравнения движения системы приобретут вид

$$\left.\begin{aligned}&I_Y\frac{d^2\psi}{dt^2}+A_{д}\frac{d\psi}{dt}+A_{с}V\beta+A_{р}\delta_{н}=M_{вY};\\&V\left(m\frac{d\beta}{dt}+B_{д}\beta\right)-mV\frac{d\psi}{dt}=F_{вZ};\\&\delta_{н}=k_{\psi}\psi+k_{\dot\psi}\frac{d\psi}{dt}.\end{aligned}\right\}\qquad(13.39)$$

С учетом операторной формы записи системе уравнений (13. 39) можно придать следующий вид:

$$\left.\begin{aligned}&(I_Yp+A_{д})\,p\psi+A_{с}V\beta+A_{р}\delta_{н}=M_{вY};\\&-mVp\psi+V\,(mp+B_{д})\,\beta=F_{вZ};\\&(k_{\dot\psi}\,p+k_{\psi})\,\psi=\delta_{н}.\end{aligned}\right\}\qquad(13.40)$$

Характеристический определитель для уравнений (13. 40) запишется следующим образом:

$$D_1(p)=\begin{vmatrix}(I_Yp+A_{д})\,p & A_{с}V & A_{р}\\ -mVp & V\,(mp+B_{д}) & 0\\ -(k_{\dot\psi}\,p+k_{\psi}) & 0 & 1\end{vmatrix}.\qquad(13.41)$$

Раскрывая определитель (13. 41), получим характеристическое уравнение

$$D_1(p)=a_0p^3+a_1p^2+a_2p+a_3=0,\qquad(13.42)$$

где $a_0=I_YmV$;

$$\left.\begin{aligned}&a_1=I_YB_{д}+A_{д}mV+A_{р}mVk_{\dot\psi};\\&a_2=A_{д}B_{д}+A_{с}mV^2+VA_{р}B_{д}k_{\dot\psi}+mVA_{р}k_{\psi};\\&a_3=B_{д}VA_{р}.\end{aligned}\right\}\qquad(13.43)$$

Для определения условия устойчивости воспользуемся критерием И. А. Вышнеградского.

На основе этого критерия рассматриваемое движение рыскания самолета с учетом скольжения будет устойчивым, если все коэффициенты характеристического уравнения (a_0, a_1, a_2, a_3) будут положительными и произведение средних коэффициентов будет больше или равно произведению крайних коэффициентов, т. е.

$$a_1a_2\geqslant a_0a_3.\qquad(13.44)$$

В нашем случае первое условие устойчивости выполняется, так как

$$a_0>0;\;a_1>0;\;a_2>0;\;a_3>0.$$

Что касается второго условия устойчивости, то оно также легко выполняется, так как в коэффициенты характеристического уравнения a_1 и a_2 входят передаточные отношения автопилота k_ψ и $k_{\dot\psi}$, выбор которых определяет не только устойчивость системы, но и качество переходного процесса.

Обычно выбор передаточных отношений автопилота k_ψ и $k_{\dot\psi}$ осуществляется таким образом, чтобы один корень характеристического уравнения (13. 42) был вещественным отрицательным, а два — комплексными с отрицательной вещественной частью, т. е.

$$p_1 = -\lambda_1; \quad p_{2,3} = -\lambda_2 \pm j\omega.$$

В этом случае решение дифференциального уравнения системы (13. 39) для переходного процесса будет суммой экспоненты и затухающей синусоиды:

$$\psi = C_1 e^{-\lambda_1} + C_2 e^{-\lambda_2} \sin(\omega t + C_3). \qquad (13.43)$$

Произвольные постоянные C_1, C_2, C_3 определяются из начальных условий, в качестве которых задаются значения ψ, $\dot\psi$, $\ddot\psi$ при $t=0$.

В рассматриваемом случае задача по выбору закона управления автопилота и численного значения передаточных отношений решается для определенного типа самолета, когда его параметры (I_Y, $A_д$, A_c, A_p, V, m, $B_д$) заданы числовыми величинами.

Глава 14

САМОЛЕТНЫЕ ДЕМПФЕРЫ

14.1 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ДЕМПФЕРАХ

Современные самолеты, как объекты управления, не всегда имеют удовлетворительные динамические характеристики, а попытки улучшить их путем изменения конструкции приводят к ухудшению аэродинамических характеристик. Поэтому возникает необходимость применения средств автоматики для улучшения устойчивости и управляемости самолетов без ухудшения их аэродинамических характеристик.

Устойчивый самолет, как известно, без вмешательства пилота восстанавливает нарушенное установившееся (равновесное) состояние. Неустойчивый самолет не может возвратиться в исходное установившееся состояние без вмешательства пилота. Общую устойчивость и управляемость самолета подразделяют на путевую, поперечную и продольную.

Рассмотрим путевую устойчивость самолета. Пусть под действием внешнего возмущения у самолета появился угол скольжения β (рис. 14.1). Это приведет к появлению боковой аэродинамической силы Z_1, приложенной в точке *1*, называемой боковым аэродинамическим фокусом. Сила Z_1 создает момент M_Y. У самолета в этом случае момент M_Y стремится уменьшить угол скольжения. Такой восстанавливающий момент создается в том случае, когда аэродинамический фокус (точка *1*) находится позади центра масс самолета.

Рис. 14. 1. К возникновению сил и моментов при скольжении самолета

Путевая устойчивость самолета осуществляется, если $M_Y/\beta<0$. Путевой стабилизирующий момент, обеспечивающий путевую устойчивость, создается в основном вертикальным оперением (килем) самолета. На путевую устойчивость существенное влияние оказывают угол атаки α и угол скольжения β. При больших углах атаки киль может быть затенен фюзеляжем и крылом, что сни-

жает путевую устойчивость самолета. Вертикальное оперение недостаточно эффективно при малых углах скольжения.

Путевую устойчивость самолета можно повысить: 1) увеличением площади вертикального оперения, 2) некоторым увеличением угла скольжения путем отклонения руля направления на угол $\delta_н$ и др. Наибольшее распространение получил второй способ. Отклонение руля направления приводит к образованию боковой силой $Z_{в.о}$ вертикального оперения. Эта сила вместе с боковой силой Z_1, которая приложена в точке *1* и не зависит от угла отклонения руля направления, образуют равнодействующую силу Z, приложенную в точке *2*.

Таким образом, отклонение руля направления привело к перемещению бокового аэродинамического фокуса вдоль продольной оси самолета и к увеличению боковой силы, приложенной в этом фокусе. Все это вызывает увеличение восстанавливающего момента M_Y.

Вместе с путевой устойчивостью всегда проявляется и поперечная устойчивость. При наличии скольжения возникает аэродинамический момент M_X, который, как правило, стремится накренить самолет в сторону, противоположную направлению скольжения. При кренении самолета образуется боковая составляющая сила тяжести, которая вызывает его движение в сторону крена и, таким образом, способствует ликвидации угла скольжения самолета.

Появление крена может быть результатом действия возмущающих моментов относительно продольной оси самолета. Однако подавляющее большинство кренов самолета представляет собой реакцию по крену на скольжение. В возникновении крена самолета в сторону, обратную скольжению, и проявляется действие поперечной статической устойчивости. Путевая и поперечная устойчивость, таким образом, проявляются одновременно.

Рассматривая путевую устойчивость самолета, замечаем, что запас его устойчивости или запас центровки определяется расстоянием между аэродинамическим фокусом и центром масс самолета. Если фокус совпадает с центром масс, то самолет обладает нейтральной устойчивостью. Недостаточный запас устойчивости самолета может быть увеличен путем применения специальных автоматических устройств, реагирующих на параметры, по отношению к которым самолет менее устойчив, и способствующих образованию аэродинамических моментов, которые повышают устойчивость самолета к указанным параметрам.

При ручном управлении угловым движением самолета пилот получает информацию об углах тангажа, крена и скольжения от авиагоризонта и указателя скольжения, а об угле рыскания — от указателя курса. Затем он перемещает рули в основном на углы, пропорциональные угловому отклонению самолета. При этом пилот как оператор реагирует на отклонения самолета с запаздыванием, которое составляет примерно 0,2—0,4 с, вследствие чего в некоторых случаях может быть вызвана раскачка самолета.

Некоторые современные самолеты обладают недостаточным естественным демпфированием, вследствие чего затрудняется ручное управление. Повысить демпфирующие свойства самолета можно путем применения автоматических устройств, называемых демпферами.

В случае применения демпфера в системе управления самолетом по курсу общий угол отклонения руля направления будет

$$\delta_н = k_\psi \psi + k_{\dot\psi} \dot\psi, \qquad (14.1)$$

где ψ — угол отклонения самолета по курсу от заданного положения (угол рыскания); $\dot\psi$ — угловая скорость поворота самолета по курсу (угловая скорость рыскания); k_ψ и $k_{\dot\psi}$ — коэффициенты пропорциональности (передаточные числа).

Из выражения (14.1) видно, что первая составляющая угла отклонения руля пропорциональна углу рыскания, а вторая — пропорциональна угловой скорости рыскания. Поворот руля на угол, пропорциональный углу рыскания, осуществляет пилот, а на угол, пропорциональный угловой скорости рыскания — демпфер.

Различают одноканальные, двухканальные и трехканальные демпферы. С помощью одноканального демпфера обычно улучшается демпфирование самолета по рысканию. Двухканальный демпфер улучшает демпфирование по рысканию и тангажу или по рысканию и крену, а трехканальный — по рысканию, тангажу и крену.

14.2. УПРАВЛЕНИЕ УГЛОВЫМ ДВИЖЕНИЕМ САМОЛЕТА С ПРИМЕНЕНИЕМ ДЕМПФЕРА

Принцип управления угловым движением с применением демпфера рассмотрим на примере управления самолетом по направлению. При включенном демпфере в системе управления в соответствии с выражением (14.1) образуются два контура управления (рис. 14.2). В контур управления углом входит пилот, а в контур управления угловой скоростью — демпфер.

Угловая скорость $\dot\psi$ рыскания самолета измеряется и преобразуется в соответствующий электрический сигнал с помощью датчика угловой скорости ДУС. Сигнал в виде электрического напряжения $U_{\dot\psi}$ с датчика угловой скорости через корректор передаточного числа $k_{\dot\psi}$ подается в суммирующее устройство СУ. После суммирующего устройства управляющий сигнал усиливается в усилителе У и поступает на управляющую обмотку рулевого агрегата РА, который передает движение на раздвижную тягу системы ручного управления и изменяет ее длину пропорционально угловой скорости $\dot\psi$.

Изменение длины тяги, а следовательно, и отклонение руля происходит до тех пор, пока сигнал с датчика жесткой обратной

связи ДОС не скомпенсирует на входе суммирующего устройства сигнал, поступивший с датчика угловой скорости.

Под действием полученного дополнительного отклонения руля угловая скорость самолета начнет уменьшаться, а вместе с этим будет уменьшаться и сигнал, поступающий с датчика угловой скорости. Тогда под действием сигнала обратной связи руль начнет перемещаться в обратную сторону, и когда угловая скорость самолета станет равной нулю, дополнительное отклонение руля, вызванное демпфером, станет также равным нулю. Управляющее воздействие демпфера приводит к созданию момента, направленного на уменьшение угловой скорости поворота самолета. Такое действие демпфера аналогично увеличению коэффициента демпфирования самолета.

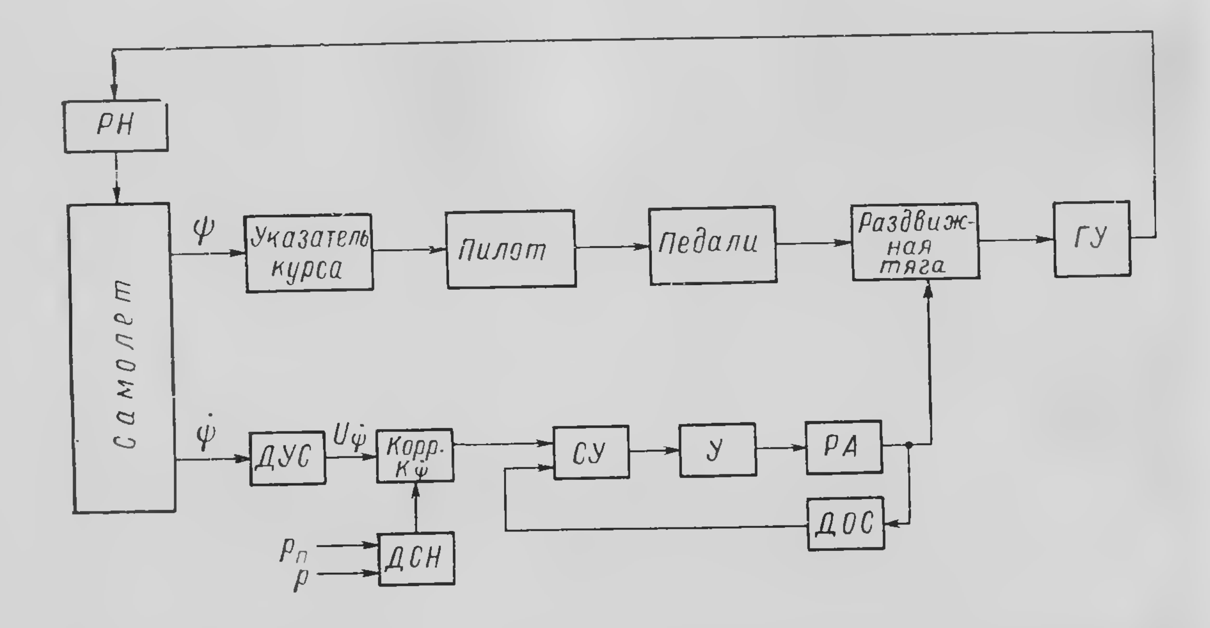


Рис. 14. 2. Функциональная схема системы управления по направлению с применением демпфера

В схему демпфера между датчиком угловой скорости и суммирующим устройством включен корректор передаточного числа $k_{\dot{\psi}}$ в виде потенциометра, с помощью которого оно изменяется в зависимости от скоростного напора. Управление корректором осуществляется от датчика скоростного напора ДСН. При этом величина передаточного числа изменяется обратно пропорционально скоростному напору.

Рулевой агрегат демпфера включается последовательно в кинематическую схему системы ручного управления рулем направления. Причем механизм связи рулевого агрегата с тягой исключает влияние работы демпфера на положение педалей. Действие демпфера воспринимается пилотом в виде повышенного демпфирования самолета.

В отличие от рулевых агрегатов демпфера рулевые машины автопилота включаются параллельно с ручным управлением. Поэтому отклонение руля автопилотом воспринимается пилотом в виде отклонения на соответствующий угол ручки (штурвала) и педалей.

14.3. ЗАКОН УПРАВЛЕНИЯ И ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ ДВУХКАНАЛЬНОГО ДЕМПФЕРА

Двухканальный демпфер предназначен для уменьшения колебаний самолета относительно двух осей: по курсу и тангажу или по курсу и крену. Оба канала демпфера работают независимо один от другого и различаются между собой лишь величинами передаточных чисел. Функциональная схема одного из таких демпферов представлена на рис. 14. 3.

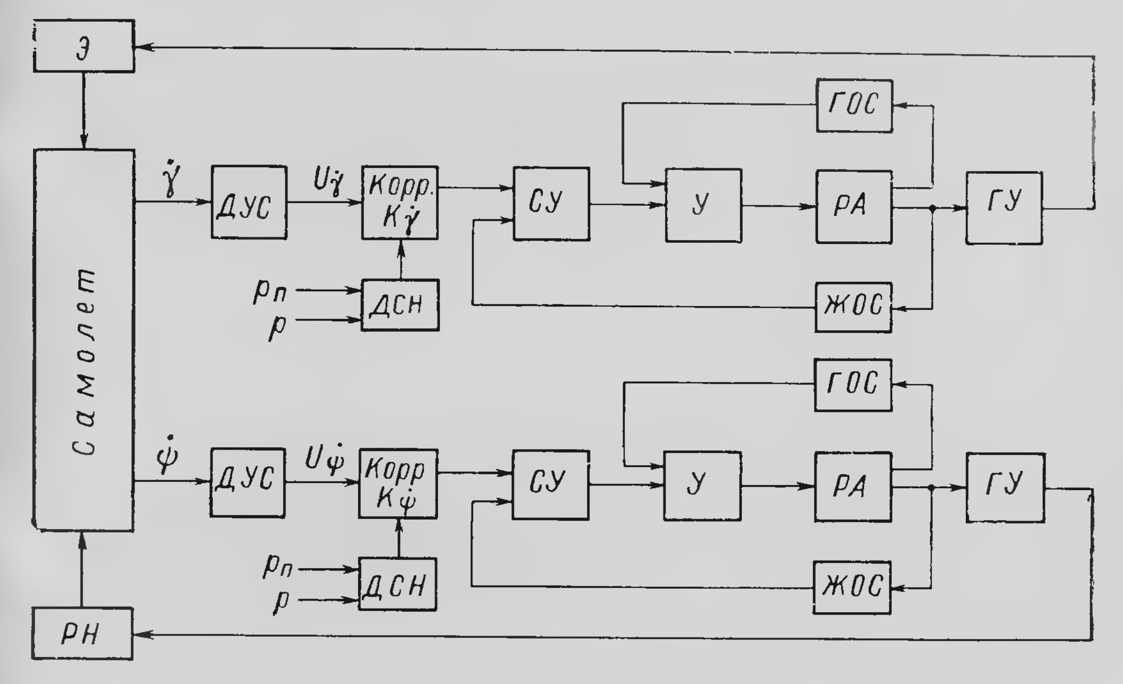


Рис. 14. 3. Функциональная схема двухканального демпфера

Демпфирование колебаний самолета по курсу и крену осуществляется отклонением руля направления РН и элеронов Э на углы $\delta_н$ и $\delta_э$, пропорциональные угловым скоростям соответственно $\dot{\psi}$ и $\dot{\gamma}$. Оба канала демпфера представляют собой регуляторы с законами управления

$$\delta_н = k_{\dot{\psi}} \dot{\psi}; \; \delta_э = k_{\dot{\gamma}} \dot{\gamma},$$

где $\dot{\psi}$ — угловая скорость самолета по рысканию; $\dot{\gamma}$ — угловая скорость самолета по крену; $k_{\dot{\psi}}$, $k_{\dot{\gamma}}$ — передаточные числа по угловым скоростям соответственно $\dot{\psi}$ и $\dot{\gamma}$.

Рассмотрим принцип действия двухканального демпфера на примере канала крена. Для измерения угловой скорости и преобразования ее в соответствующий электрический сигнал применяется датчик угловой скорости, чувствительным элементом которого является гироскоп с двумя степенями свободы.

Сигнал с датчика угловой скорости в виде электрического напряжения $U_{\dot{\gamma}}$ через корректор передаточного числа $k_{\dot{\gamma}}$ подается в суммирующее устройство СУ, где он суммируется с сигналом отрицательной жесткой обратной связи. Передаточное число изменяется в корректоре автоматически в зависимости от скоростного напора с помощью датчика скоростного напора ДСН.

Суммарный сигнал с суммирующего устройства поступает в усилитель У, а затем — на двигатель рулевого агрегата РА, который изменяет длину раздвижной тяги. Это изменение длины тяги передается только в гидроусилитель, который отклоняет элероны в направлении уменьшения скорости поворота самолета по крену.

Рулевой агрегат представляет собой электромеханическую винтовую раздвижную тягу, которая встроена в разрыв тяги ручного управления перед золотником гидроусилителя.

В схеме демпфера предусмотрены две обратные связи: жесткая ЖОС и гибкая ГОС. Жесткая обратная связь обеспечивает пропорциональность между перемещением штока агрегата и величиной входного сигнала, а гибкая обратная связь, охватывающая двигатель рулевого агрегата и усилитель, улучшает характеристики привода.

14.4. ДЕМПФЕР РЫСКАНИЯ ДР-134М

Двухканальный демпфер рыскания ДР-134М (рис. 14. 4) повышает интенсивность затухания колебаний самолета по курсу и крену за счет искусственного увеличения коэффициента демпфирования путем автоматической перекладки руля направления по сигналам, поступающим от датчиков угловых скоростей.

В комплект демпфера рыскания ДР-134М входят:

— датчики угловых скоростей ДУС;

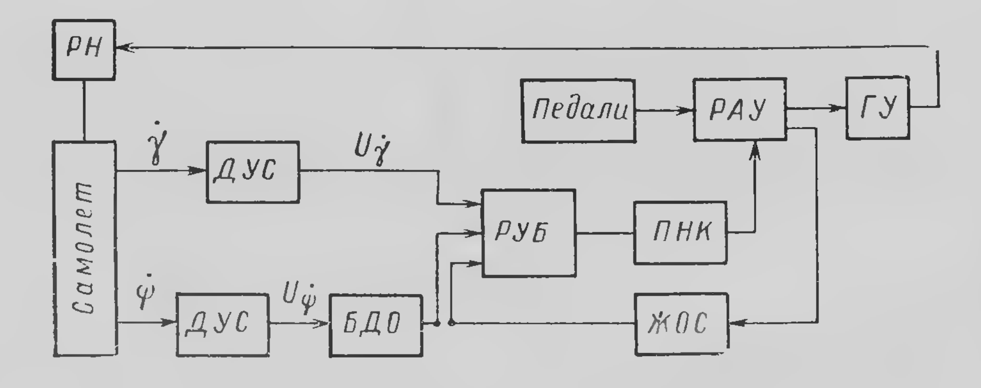


Рис. 14. 4. Функциональная схема демпфера рыскания ДР-134М

— блок дифференцирования и отключения БДО-134;

— релейно-усилительный блок РУБ-134А;

— пульт настройки и контроля ПНК-134Б;

— рулевой агрегат управления (раздвижная тяга) РАУ-108.

Датчики угловых скоростей представляют собой гироскопы с двумя степенями свободы. На самолете они установлены так, что один из них измеряет угловую скорость $\dot{\psi}$ отклонения самолета по курсу (угловую скорость рыскания), а второй — угловую скорость $\dot{\gamma}$ отклонения самолета по крену. Пропорционально измеренным скоростям датчики вырабатывают сигналы в виде электрических напряжений, поступающих затем в релейно-усилительный блок РУБ. Здесь сигналы суммируются, усиливаются, затем через пульт настройки и контроля ПНК выдаются на рулевой агрегат управления РАУ, который представляет собой винтовую раздвижную тягу с приводом от электродвигателя постоянного тока. При выключенном демпфере или отсутствии угловой скорости вращения самолета шток РАУ автоматически занимает нейтральное положение.

Раздвижная тяга РАУ устанавливается в разрыв тяг жесткого управления, которые идут от педалей к золотнику гидроусилителя ГУ. Гидроусилитель производит отклонение руля направления РН. Если самолет отклоняется вправо, но не отклоняется по крену ($\dot{\gamma}=0$), то руль направления отклоняется влево и наоборот. Такое отклонение руля вызывает замедление отклонения самолета по курсу.

В демпфере рыскания имеется электрическая жесткая обратная связь, благодаря которой обеспечивается пропорциональность между углом отклонения руля и суммой сигналов, поступающих в релейно-усилительный блок от датчиков угловых скоростей. В цепь подачи сигнала, пропорционального угловой скорости $\dot{\psi}$, включен блок дифференцирования и отключения БДО, с помощью которого вырабатывается сигнал, пропорциональный угловому ускорению рыскания $\ddot{\psi}$.

В блоке БДО имеется фильтр, который пропускает сигналы, изменяющиеся с частотой $f \geqslant 0{,}1$ Гц. Следовательно, при постоянной скорости разворота самолета сигнал от датчика угловой скорости рыскания в рулевой агрегат поступать не будет и шток этого агрегата устанавливается в нейтральное положение и не дает дополнительного отклонения руля направления, препятствующего развороту самолета и увеличивающего усилия на педалях.

Закон управления демпфера зависит от положения закрылков. При отклоненных закрылках он имеет вид

$$\delta_{н}=k_{\dot{\psi}} \frac{Tp}{Tp+1} \dot{\psi}+k_{\dot{\gamma}} \dot{\gamma}, \qquad (14.2)$$

где $k_{\dot{\psi}}$ и $k_{\dot{\gamma}}$ — передаточные числа по угловым скоростям рыскания и крена соответственно; T — постоянная времени, равная $2\pm\pm0{,}6$ с; p — оператор.

При убранных закрылках сигнал от датчика угловой скорости крена отключается и закон управления демпфера принимает вид

$$\delta_н = k_{\dot\psi} \frac{Tp}{Tp+1} \dot\psi. \qquad (14.3)$$

Рассмотрим физическую картину работы демпфера рыскания ДР-134М. Допустим, что в полете с отклоненными закрылками пилотом выполняется доворот самолета вправо. Для этого он отклонением штурвала вправо перемещает элероны так, что возникает кренящий момент $M_{э\,X}$ (рис. 14.5), под действием которого самолет начинает поворачиваться вокруг продольной оси с угловой скоростью $\dot\gamma$.

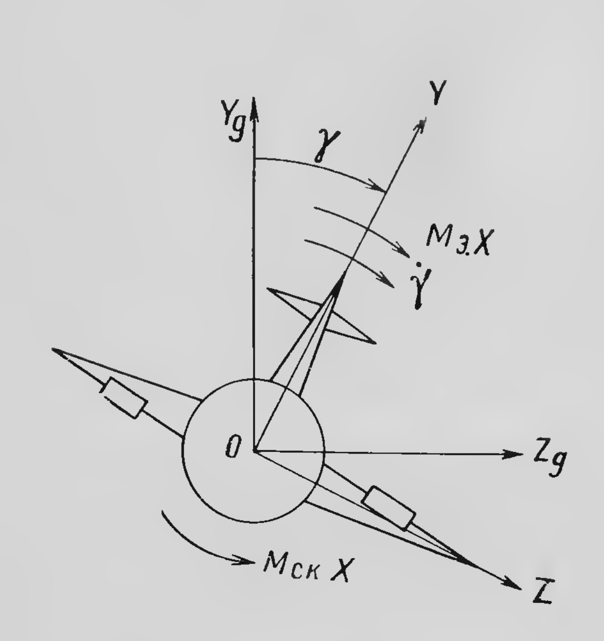


Рис. 14.5. К появлению кренящего и восстанавливающего моментов

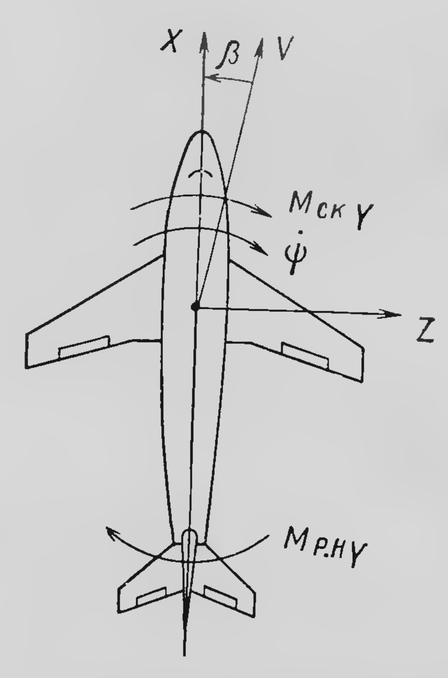


Рис. 14.6. К появлению заворачивающего момента при скольжении самолета

При крене появится скольжение на опускающееся крыло, в данном случае на правое. Скольжение вызывает появление аэродинамического момента $M_{ск\,X}$. Если самолет имеет поперечную устойчивость, то момент $M_{ск\,X}$ действует в направлении устранения крена, т. е. против момента $M_{э\,X}$, создаваемого за счет отклонения элеронов, ввиду чего эффективность поперечного управления ухудшается.

При наличии скольжения у самолетов, обладающих путевой (флюгерной) устойчивостью, появляется момент $M_{ск\,Y}$ (рис. 14.6), который разворачивает самолет в сторону крена (в данном случае вправо) с угловой скоростью $\dot\psi$. Под действием момента $M_{ск\,Y}$ устраняется скольжение самолета, а следовательно, повышается эффективность элеронов.

Из рассмотренного видно, что повысить эффективность элеронов можно созданием разворачивающего момента, который устраняет скольжение на опускающееся крыло. Для этого необходимо при отклонении самолета по крену усиливать разворачивающий момент в сторону крена за счет отклонения руля направления. Таким образом, общий разворачивающий момент M_Y будет складываться из момента $M_{ск\,Y}$, вызванного скольжением, и момента $M_{р.н\,Y}$, обусловленного отклонением руля направления.

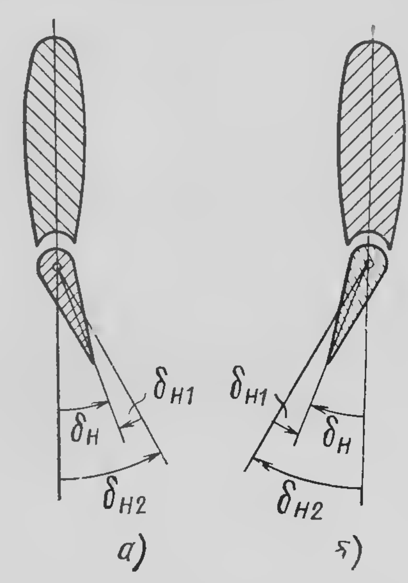


Рис. 14.7. К отклонению руля направления демпфером по сигналам $\dot\gamma$ и $\dot\psi$

При отклоненных закрылках перемещение руля направления демпфером рыскания с учетом уравнения (14.2) будет

$$\delta_н = \delta_{н1} + \delta_{н2},$$

где $\delta_{н1}$ и $\delta_{н2}$ — отклонения руля направления демпфером по сигналам, поступающим от датчиков угловой скорости рыскания и крена соответственно.

В уравнении (14.2) коэффициент $k_{\dot\psi} = 2{,}3$ и $k_{\dot\gamma} = 1{,}1$. При таких значениях коэффициентов практически всегда выполняется неравенство $|\delta_{н2}| > |\delta_{н1}|$. Направление отклонения руля зависит от знака угловых скоростей $\dot\psi$ и $\dot\gamma$. При опускании правого крыла и разворота самолета вправо угловая скорость $\dot\gamma > 0$, а угловая скорость $\dot\psi < 0$. В этом случае $\delta_{н2} > 0$, а $\delta_{н1} < 0$. Графически указанные отклонения руля направления изображены на рис. 14.7, *а*. Если происходит опускание левого крыла и разворот самолета влево, то $\dot\gamma < 0$, а $\dot\psi > 0$. В этом случае $\delta_{н2} < 0$, а $\delta_{н1} > 0$ (рис. 14.7, *б*).

Из приведенных примеров видно, что суммарное отклонение руля направления $\delta_н$ будет несколько меньше, чем его отклонение $\delta_{н2}$,

вызванное сигналом $\dot{\gamma}$, а следовательно, и эффективность работы демпфера несколько уменьшается. Однако управляемость самолета по крену, а точнее эффективность элеронов с демпфером рыскания значительно повышается.

Мы рассмотрели действие демпфера в упрощенном виде. Здесь не рассматривался переходной процесс. В переходном процессе возможны колебания самолета по крену и по рысканию. За счет демпфера ДР-134М колебания затухают быстро.

В полете при убранных закрылках сигнал, пропорциональный угловой скорости $\dot{\gamma}$, в демпфер не подается. В этом случае при появлении разворота самолета с угловой скоростью $\dot{\psi}$ демпфер производит отклонение руля направления в соответствии с законом управления (14. 3), т. е. в направлении, препятствующем движению самолета с угловым ускорением.

Глава 15

ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ И ДЕЙСТВИЯ АВТОПИЛОТА

15.1. ПРИНЦИП ПОСТРОЕНИЯ АВТОПИЛОТА

Пилотирование, осуществляемое с помощью автопилота, является важным и сложным процессом автоматического управления самолетом. Задача автоматического пилотирования состоит в поддерживании заданного режима полета самолета.

Первоначально при автоматизации полета роль автопилота заключалась в частичной разгрузке пилота от пилотирования самолетом. Затем с помощью автопилота, навигационных и других средств стала возможной полная автоматизация различных этапов полета, начиная от взлета и кончая посадкой. В этом случае пилотирование самолетом осуществляется только с помощью автопилота, который является составной частью общей автоматической бортовой системы управления.

Как бы не использовался автопилот, всюду он выполняет функции автоматического регулятора. Поэтому совокупность кинематических параметров движения самолета с автопилотом следует рассматривать как систему автоматического регулирования.

Автопилотом называется автоматическое устройство, предназначенное для стабилизации заданного режима полета самолета.

Существующие типы автопилотов гражданской авиации (АП-6Е, АП-28Л1, АП-40) обеспечивают автоматическую стабилизацию заданных угловых параметров и высоты полета самолета.

Автопилот обычно реагирует на отклонения регулируемых параметров от их заданных значений. В зависимости от величины и знака отклонений автопилот воздействует на органы управления самолета так, чтобы возникшие отклонения уменьшить до допустимых значений или ликвидировать полностью.

Самолет как объект управления по отношению к угловым движениям является системой с тремя степенями свободы. Поэтому для управления самолетом автопилот должен иметь не менее трех каналов управления в соответствии с тремя органами управления— рулем направления, рулем высоты и элеронами. Поэтому и каналы автопилота получили наименование: канал руля направления, канал руля высоты и канал элеронов. Указанные каналы могут быть связаны между собой и могут быть независимыми.

Обычно каналы автопилота построены не только по одинаковым функциональным схемам, но и содержат одинаковые отдельные устройства.

В общем случае функциональная схема одного из каналов управления автопилота вместе с самолетом представлена на рис. 15.1.

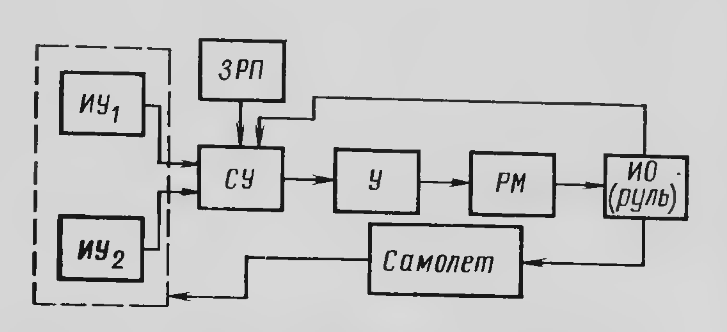


Рис. 15. 1. Функциональная схема одного из каналов автопилота

В нее входят: измерительные устройства (чувствительные элементы) (ИУ), суммирующие устройство (СУ), усилитель (У), рулевая машина (силовой привод) (РМ), исполнительный орган (ИО), задатчик режима полета (ЗРП).

Следует заметить, что в некоторых автопилотах не удается выделить его элементы в те звенья, которые изображены на рис. 15. 1. Так, например, может случиться, что суммирующее и усилительное устройство представляют собой один элемент или могут быть дополнительные промежуточные элементы в схеме автопилота. Тем не менее в общем случае функциональную схему каждого канала автопилота целесообразно представлять именно в таком виде, так как она поясняет основной состав и назначение отдельных звеньев существующих автопилотов.

Рассмотрим назначение отдельных звеньев. Измерительные устройства являются чувствительными элементами канала автопилота, воспринимающими отклонения самолета от заданного положения.

В качестве измерительных устройств в автопилотах широко используются гироскопические приборы, реагирующие на угловые отклонения самолета и их производные. Например, трехстепенный гироскоп определяет угловое отклонение самолета, двухстепенный — угловую скорость.

Помимо приборов, непосредственно измеряющих углы и их производные, в автопилотах широко используются различного типа дифференцирующие и интегрирующие устройства.

Для измерения линейных отклонений, например, высоты, применяется барометрическое устройство, аналогичное высотомеру.

Гироскопические измерительные устройства обладают тем преимуществом, что они являются безынерционными звеньями, т. е. измерение регулируемого параметра производится без запаздывания.

Суммирующее устройство служит для алгебраического сложения сигналов, поступающих от измерительных устройств, устройств обратной связи и задатчика режима полета.

В качестве суммирующего устройства в современных автопилотах широко используются потенциометрические и мостовые схемы, а также магнитные усилители, которые, помимо суммирования входных сигналов, усиливают их.

Усилитель служит для усиления сигналов до величины, способной управлять рулевой машиной. В современных автопилотах усилитель электронный представляет собой комбинацию магнитного усилителя с электронным и имеет несколько каскадов, обеспечивающих усиление суммарного сигнала как по величине, так и по мощности.

Рулевая машина является исполнительным органом автопилота и служит для привода руля самолета в соответствие с заданным законом управления.

В современных автопилотах применяются как электромеханические, так и электрогидравлические рулевые машины.

Устройство обратной связи и задатчик режима полета в большинстве автопилотов выполнены в виде потенциометрических датчиков, преобразующих в первом случае угол отклонения руля в электрическое напряжение, а во втором случае — угол поворота рукоятки управления также в электрическое напряжение.

Указанные звенья автопилота при рассмотрении законов управления будем полагать безынерционными.

Автопилоты принято классифицировать по следующим основным признакам.

1. По виду обратной связи различают:

— автопилоты с жесткой отрицательной обратной связью;

— автопилоты с обратной связью по скорости отклонения исполнительного органа;

— автопилоты без обратной связи;

— автопилоты со специальными видами обратной связи.

Наиболее широкое распространение получили автопилоты с жесткой обратной связью.

2. По законам управления различают:

— автопилоты, в которых осуществляется регулирование по угловым отклонениям;

— автопилоты, в которых осуществляется регулирование по угловым отклонениям и их производным;

— автопилоты, в которых осуществляется регулирование по угловым отклонениям и первым двум производным от них;

— автопилоты, в которых осуществляется регулирование по угловым отклонениям и их производным, а также и по линейным параметрам.

Закон управления и вид обратной связи зависит от назначения автопилота и определяется из статистического и динамического анализов системы регулирования «самолет-автопилот» (см. гл. 13) с учетом технической реализации необходимых конструкций.

3. По виду используемой энергии различают автопилоты пневматические, пневмогидравлические, электрогидравлические и электрические.

В настоящее время наиболее распространены электрические автопилоты, в которых все звенья выполнены с использованием электрических и электронных элементов.

Рассмотрим более подробно различные законы управления, встречающихся в современных автопилотах самолетов гражданской авиации.

В подразд. 13.6.2 было показано, что угловое движение самолета влияет на перемещение центра масс и может менять траекторию его движения. Поэтому для обеспечения качественного управления центром масс необходимо в первую очередь иметь вполне определенное угловое положение самолета относительно центра масс, т. е. обеспечить угловую стабилизацию самолета.

Рассмотрение схем стабилизации целесообразно начать с простого и вместе с тем существенного случая, когда невозмущенное, стабилизируемое движение самолета является прямолинейным и установившимся. В таком случае основное назначение автопилота состоит в обеспечении устойчивости указанного движения и уменьшении нарушений заданного режима движения, вызванных непрерывно действующими возмущениями.

Для выполнения указанных требований автопилот должен иметь определенный закон управления, в котором отражается зависимость угла отклонения руля от управляющего сигнала, сформированного в счетно-решающем устройстве и состоящего из сигналов, поступающих от датчиков, корректирующих устройств, устройств обратных связей и задатчиков режима полета.

Угловое движение самолета складывается из его движений относительно всех трех координатных осей. В связи с этим наиболее качественной стабилизации самолета можно достичь при одновременном управлении всеми его рулями по сигналам, вызванным любым отклонением самолета от заданного режима полета. Такая сложная схема управления применяется в некоторых современных автопилотах.

Во многих случаях приходится решать частные задачи стабилизации какого-либо одного вида движения самолета. В этих случаях можно ограничиться измерением параметров, характеризующих рассматриваемый вид его движения, и осуществлять управление только теми рулями, которые непосредственно оказывают влияние на данный вид движения.

Рассмотрим законы управления, наиболее часто встречающиеся в каналах стабилизации различных автопилотов.

Рассмотрение начнем с бокового движения самолета.

Боковое движение самолета, как было показано в гл. 13, состоит из двух взаимосвязанных движений по курсу и крену. Задача стабилизации этого движения осложняется тем, что в данном случае имеются два органа управления — руль направления и элероны, которыми можно управлять как раздельно, так и совместно.

Известно, что самолет как объект управления по отношению к заданному курсу является нейтрально устойчивым. Поэтому основной задачей автопилота при стабилизации бокового движения является обеспечение выдерживания самолетом заданного курса. Кроме того, автопилот должен обеспечивать определенную степень устойчивости самолета на этом курсе. Что касается стабилизации крена, то в прямолинейном полете она необходима лишь постольку, поскольку наличие крена вызывает отклонение самолета от заданного курса.

Параметрами, определяющими боковое движение самолета, являются боковая составляющая воздушной скорости V_z, углы скольжения β, рыскания ψ и крена γ. Следовательно, стабилизацию бокового движения можно осуществлять, измеряя все четыре указанных параметра. Однако при стабилизации бокового углового движения самолета, так же как и в случае продольного движения, можно ограничиться измерением только некоторых из указанных параметров. В качестве основных регулируемых величин выбираются угол рыскания и угол крена. Эти величины могут быть измерены сравнительно просто и достаточно точно.

Если рассматривать боковую стабилизацию самолета при условии совместного управления рулем направления и элеронами, то закон управления по угловому отклонению можно представить в виде

$$\delta_{н}=k_{\psi}\psi+k_{\gamma}^{н}\gamma;\quad \delta_{э}=k_{\gamma}\gamma+k_{\psi}^{э}\psi, \tag{15.1}$$

где $\delta_{н}$ и $\delta_{э}$ — углы отклонения руля направления и элеронов соответственно; $k_{\gamma}^{н}$ — передаточное число по углу крена в канале руля направления; $k_{\psi}^{э}$ — передаточное число по углу рыскания в канале элеронов.

Вторые члены правых частей уравнений (15.1) называются перекрестными связями автопилота.

С учетом угловых скоростей законы управления бокового канала автопилота принимают вид

$$\delta_{н}=k_{\psi}\psi+k_{\dot\psi}\dot\psi+k_{\gamma}^{н}\gamma;$$
$$\delta_{э}=k_{\gamma}\gamma+k_{\dot\gamma}\dot\gamma+k_{\psi}^{э}\psi, \tag{15.2}$$

где $\dot\psi$, $\dot\gamma$ — угловые скорости самолета по рысканию и по крену соответственно; $k_{\dot\psi}$, $k_{\dot\gamma}$ — передаточные числа по соответствующим угловым скоростям.

Если рассматривать боковое движение состоящим из двух раздельных движений по рысканию и крену, как это сделано в гл. 13, то законы управления бокового канала автопилота (15.2) в этом случае не будут иметь перекрестных связей.

Автопилоты с законами управления (15.1), (15.2) относятся к статическим автопилотам. Сами законы управления также назы-

ваются статическими. При таких законах управления, как показано в разд. 13.7, всегда будет иметь место остаточное отклонение самолета по углу при наличии постоянно действующего возмущающего момента $M_{\text{в} Y}$ (рис. 15.2).

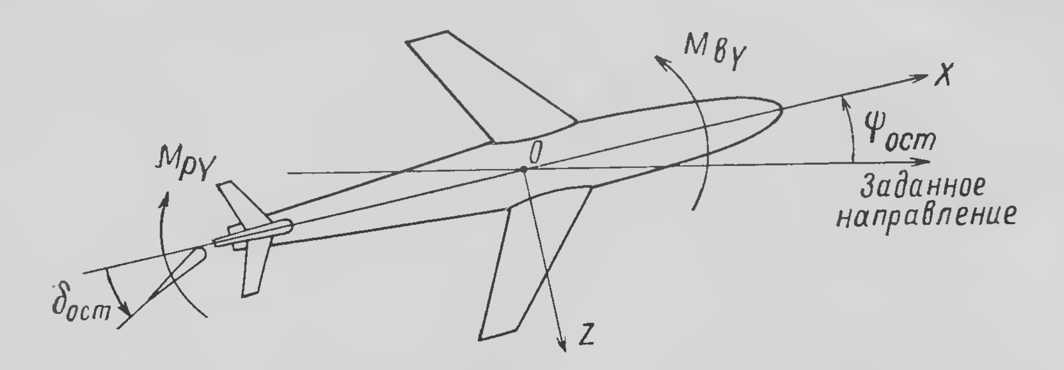


Рис. 15.2. К управлению самолетом статическим автопилотом

Пусть закон управления имеет вид

$$\delta_{\text{н}} = k_{\psi}\psi + k_{\dot{\psi}}\dot{\psi}.$$

В установившемся режиме $\dot{\psi}=0$. Тогда

$$\psi_{\text{ост}} = \frac{\delta_{\text{н.ост}}}{k_{\psi}}. \tag{15.3}$$

Выражение (15.3) показывает, что для уменьшения остаточного отклонения самолета $\psi_{\text{ост}}$ необходимо увеличивать передаточное число k_{ψ} по углу. Однако увеличение k_{ψ} приводит к ухудшению переходного процесса. Поэтому передаточное число k_{ψ} имеет ограниченное значение, обусловленное динамическими свойствами системы «самолет-автопилот» (см. гл. 13).

Принципиально остаточные отклонения можно свести к нулю, если в автопилоте применить астатический закон управления

$$\dot{\delta}_{\text{н}} = k_{\psi}\psi + k_{\dot{\psi}}\dot{\psi}, \tag{15.4}$$

где $\dot{\delta}_{\text{н}}$ — угловая скорость отклонения руля.

Автопилоты с таким законом управления называются астатическими. В установившемся режиме $\dot{\delta}_{\text{н}}=\dot{\psi}=0$, тогда $\psi_{\text{ост}}=0$. Возмущающий момент $M_{\text{в} Y}$ в этом случае компенсируется аэродинамическим моментом руля $M_{\text{р} Y}$. При этом будет существовать такое остаточное отклонение руля $\delta_{\text{ост}}$, при котором самолет возвращается на заданное направление (рис. 15.3).

При стабилизации продольного движения практически оказывается достаточным измерять величины, характеризующие движение самолета в вертикальной плоскости, и осуществлять управление только рулем высоты.

Параметрами, определяющими продольное движение самолета, являются скорость V и углы атаки α, наклона траектории θ и тангажа ϑ. Необходимо иметь в виду, что в режиме стабилизации скорость самолета изменяется в незначительных пределах и очень медленно. Это вызывает определенные трудности в быстром обнаружении и устранении возникшего нарушения заданного режима полета. Имеются определенные затруднения в достаточно точном измерении отклонений угла атаки и наклона траектории. Поэтому во всех реальных самолетных автопилотах в продольном канале стабилизации предусматривают чаще всего измерение отклонения угла тангажа от его заданного значения. Измерение этой величины может осуществляться с помощью сравнительно простых и достаточно точных гироскопических приборов.

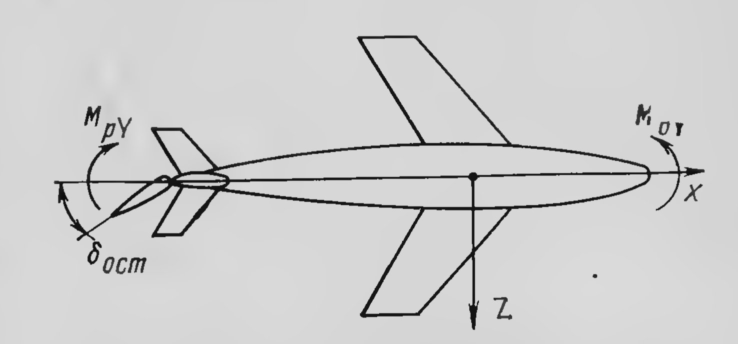


Рис. 15.3. К управлению самолетом астатическим автопилотом

Таким образом, при стабилизации продольного углового движения самолета основной регулируемой переменной обычно является угол тангажа ϑ. В зависимости от порядка вводимых производных выражение для закона управления может иметь одну из следующих форм:

$$\left.\begin{aligned} &\delta_{\text{в}} = k_{\vartheta}\vartheta;\quad \delta_{\text{в}} = k_{\vartheta}\vartheta + k_{\dot{\vartheta}}\dot{\vartheta};\\ &\delta_{\text{в}} = k_{\vartheta}\vartheta + k_{\dot{\vartheta}}\dot{\vartheta} + k_{\ddot{\vartheta}}\ddot{\vartheta}, \end{aligned}\right\} \tag{15.5}$$

где $\delta_{\text{в}}$ — угол отклонения руля высоты от положения, соответствующего установившемуся режиму; ϑ — отклонение угла тангажа от заданного положения; $\dot{\vartheta}$, $\ddot{\vartheta}$ — угловая скорость и угловое ускорение движения самолета по тангажу соответственно; k_{ϑ}, $k_{\dot{\vartheta}}$, $k_{\ddot{\vartheta}}$ — передаточные числа (отношения) по углу, угловой скорости и угловому ускорению соответственно.

Первое уравнение выражения (15.5) соответствует закону управления по углу (по отклонению угла от заданного значения). При таком законе управления угол отклонения руля пропорционален углу отклонения самолета, что не всегда обеспечивает нужное затухание колебаний самолета.

Второе уравнение выражения (15.5) отражает закон управления по углу и угловой скорости. При таком законе управления угол отклонения руля пропорционален суммарному сигналу, состоящему из двух частей, одна из которых пропорциональна углу отклонения самолета, а вторая пропорциональна угловой скорости отклонения самолета. Введение первой производной в закон уп-

равления позволяет значительно улучшить затухание колебаний самолета в переходном процессе.

В связи с тем, что датчики угловой скорости имеют запаздывание, то для устранения влияния этого запаздывания на качество переходного процесса иногда в закон управления вводится еще и угловое ускорение. В этом случае закон управления по тангажу имеет вид третьего уравнения выражения (15.5).

Вторая производная также вводится в автопилотах со скоростной обратной связью, и тогда закон управления имеет вид

$$\delta_в = k_\vartheta \vartheta + k_{\dot\vartheta} \dot\vartheta + k_{\ddot\vartheta} \ddot\vartheta.$$

15.2. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ АВТОПИЛОТА

Рассмотрим принцип действия автопилота в соответствии с основной его задачей — стабилизацией основных угловых и линейных параметров самолета.

15.2.1. Принцип действия автопилота при управлении самолетом по курсу

Автоматическое управление самолетом по курсу можно осуществлять путем создания управляющего момента отклонением: руля направления, элеронов и руля направления и элеронов одновременно.

В задачу автоматического управления самолетом по курсу входит стабилизация его продольной оси и вектора скорости по заданному курсу, а также изменение их направлений в горизонтальной плоскости на необходимый угол.

Рис. 15.4. Функциональная схема канала курса статического автопилота

Рассмотрим принцип автоматической стабилизации самолета по курсу путем создания управляющих моментов отклонением руля направления. Функциональная схема такого автопилота показана на рис. 15.4. В этой схеме в качестве датчика угла рыскания используется один из курсовых приборов: гиромагнитный компас, гирополукомпас или курсовая система. С помощью этих приборов угол рыскания преобразуется в пропорциональное ему напряжение. В качестве датчика угловой скорости здесь также используется гироскоп с двумя степенями свободы.

Динамику процесса стабилизации курса отклонением руля направления можно представить себе следующим образом.

Отклонение самолета от заданного курса на угол рыскания воспринимается курсовым прибором и датчиком угловой скорости.

Сигналы с курсового прибора и с датчика угловой скорости суммируются в суммирующем устройстве и усиливаются в усилителе, а затем подаются в рулевую машину руля направления, которая отклоняет руль направления на угол $\delta_н$.

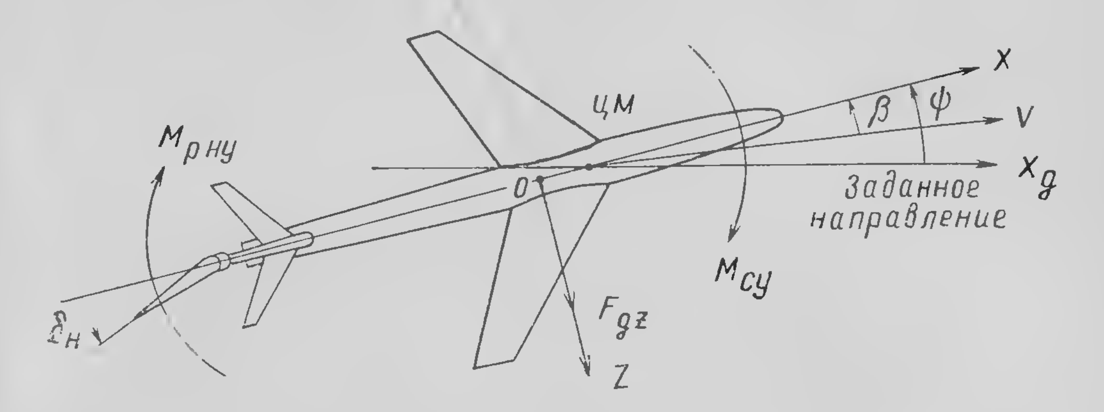


Рис. 15.5. Возникновение силы и момента при отклонении самолета от заданного курса

В случае применения в автопилоте жесткой обратной связи руль направления отклоняется на угол, пропорциональный суммарному сигналу, сформированному из двух составляющих. Первая составляющая сигнала пропорциональна углу рыскания ψ, а вторая — угловой скорости рыскания $\dot\psi$. Закон управления канала курса в этом случае имеет вид

$$\delta_н = k_\psi \psi + k_{\dot\psi} \dot\psi. \qquad (15.6)$$

Под действием момента $M_{р.н\,Y}$ руля направления появляется угловое ускорение, а затем и угловая скорость рыскания. Самолет начинает возвращаться к заданному направлению (курсу). При этом действует демпфирующий момент рыскания, обусловленный наличием собственного демпфирования и введением управляющего сигнала, пропорционального угловой скорости. При достаточной величине демпфирующий момент обеспечивает возвращение самолета к заданному курсу без перерегулирования.

Отклонение самолета от заданного курса (рис. 15.5) обычно приводит к появлению угла скольжения β, в результате чего возникает боковая сила F_{gz} и момент $M_{c\,y}$ флюгерной устойчивости, пропорциональный углу скольжения и совпадающий по направлению с моментом руля. Таким образом, момент флюгерной устойчивости способствует сокращению времени переходного процесса.

Если вектор скорости самолета отклоняется от заданного курса (рис. 15.6), а продольная ось OX самолета от него не отклоняется, то появляется угол скольжения β. С появлением угла скольжения возникает боковая сила $F_{н\,z}$, которая вызывает боковое ускорение, а следовательно, и боковую скорость V_Z. В результате

происходит поворот вектора скорости к продольной оси самолета и уменьшение угла скольжения.

Следует отметить, что при появлении угла скольжения возникает момент флюгерной устойчивости $M_{c\,y}$, который вызывает поворот продольной оси самолета к вектору скорости и появлению угла рыскания. Этот поворот продольной оси самолета парируется автопилотом.

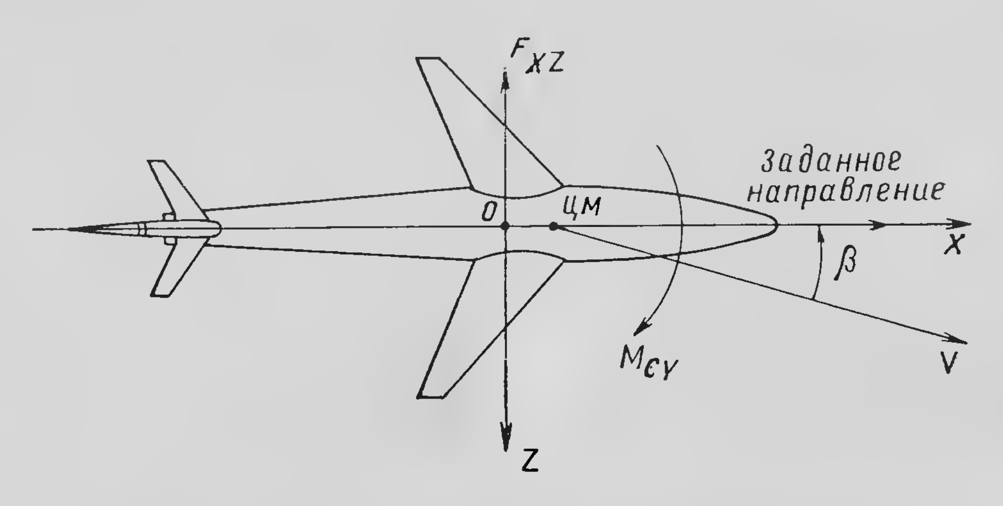


Рис. 15. 6. Возникновение силы при наличии скольжения

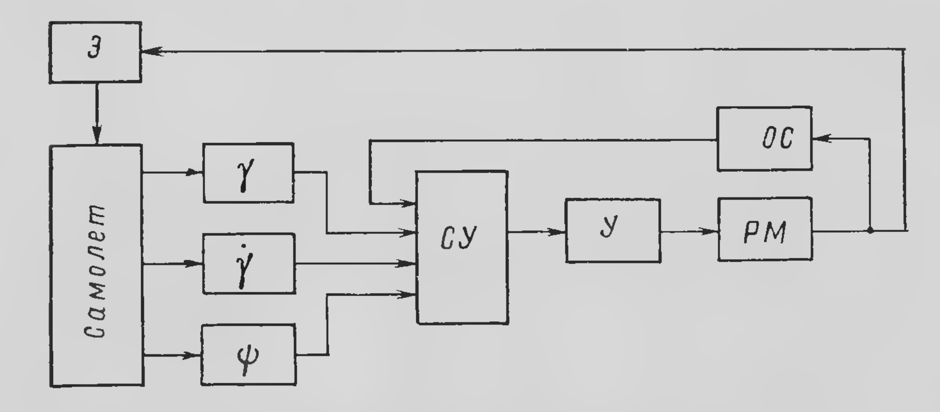


Рис. 15. 7. Функциональная схема канала элеронов для стабилизации самолета по курсу

Рассмотрим теперь процесс стабилизации самолета по курсу при помощи элеронов. В этом случае канал руля направления используется лишь для предотвращения колебаний продольной оси самолета по курсу. С этой целью на вход канала руля направления подается сигнал, пропорциональный угловой скорости рыскания самолета.

Сигнал, снимаемый с датчика курса и пропорциональный углу рыскания ψ, в этом случае подается на вход канала элеронов (рис. 15.7). Одновременно на вход канала элеронов подается сигнал для стабилизации самолета по крену. Закон управления канала элеронов, используемого для стабилизации самолета по курсу, имеет вид

$$\delta_э = k^э_\psi \psi + k_\gamma \gamma + k_{\dot{\gamma}} \dot{\gamma}, \qquad (15.7)$$

где $k^э_\psi$ — передаточное число по углу рыскания в канале крена.

Закон управления канала руля направления для данного случая имеет вид

$$\delta_н = k_{\dot{\psi}} \dot{\psi}. \qquad (15.8)$$

Напряжения, пропорциональные углу рыскания ψ, углу крена γ и угловой скорости $\dot{\gamma}$, вырабатываются соответствующими датчиками.

Сигнал, пропорциональный углу рыскания самолета, вызывает пропорциональное ему отклонение элеронов в направлении, при котором самолет возвращается к исходному положению по курсу.

Происходит это в следующей последовательности. Отклонение элеронов вызывает появление крена самолета. В результате этого на суммирующее устройство канала крена поступает сигнал, пропорциональный крену. Этот сигнал по знаку противоположен сигналу отклонения самолета по курсу. Поэтому будет происходить уменьшение угла отклонения элеронов. Самолет будет отклоняться по крену до тех пор, пока элероны не вернутся в исходное положение, а они вернутся в исходное положение при условии равенства сигналов, снимаемых с датчиков рыскания и крена.

Наличие крена самолета вызывает появление боковой силы в виде горизонтальной составляющей подъемной силы. Боковая сила приводит к повороту вектора скорости самолета к заданному курсу с угловой скоростью, пропорциональной крену. Вследствие отставания продольной оси самолета от вектора скорости создается угол скольжения, который приводит к появлению момента флюгерной устойчивости. Под действием этого момента происходит разворот самолета, при котором его продольная ось поворачивается вслед за вектором скорости к заданному курсу.

По мере разворота самолета к заданному курсу сигнал с датчика рыскания уменьшается. Это приводит к отклонению элеронов в направлении, при котором происходит уменьшение крена. Следовательно, уменьшение отклонения самолета по курсу сопровождается уменьшением крена, соответственно чему уменьшается угловая скорость разворота вектора скорости по курсу. Графики изменения углов рыскания, скольжения и крена в переходном апериодическом процессе для рассмотренного случая представлены на рис. 15.8.

Для уменьшения скольжения в процессе стабилизации самолета по курсу применяется схема координированной стабилизации (рис. 15.9). Эта схема имеет два канала управления: элеронов и руля направления. Канал элеронов в этом случае имеет закон

управления, приведенный в формуле (15.7), а канал руля направления — закон управления, приведенный в выражении (15.6).

В данной схеме сигнал, пропорциональный углу рыскания ψ, подается одновременно и в канал руля направления, и в канал элеронов. Сигнал рыскания, подаваемый в канал элеронов, вызы-

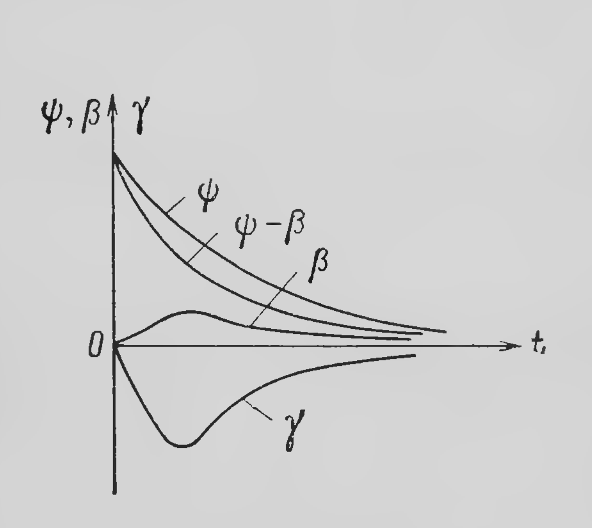


Рис. 15.8. Графики переходного процесса изменения углов ψ, β и γ при стабилизации самолета по курсу отклонением элеронов

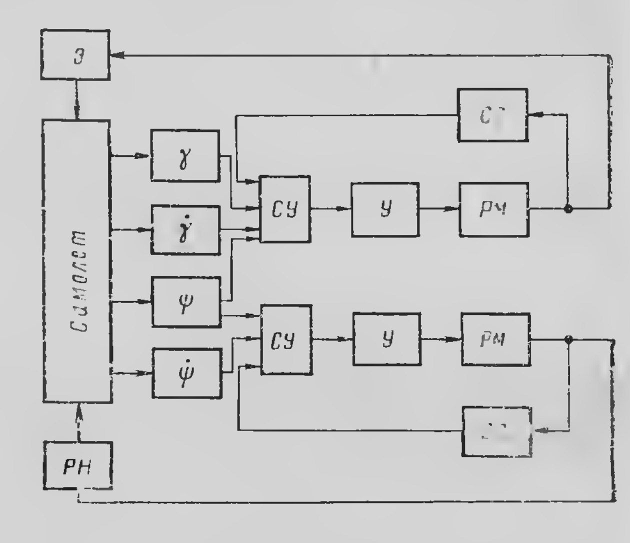


Рис. 15.9. Функциональная схема автопилота для координированной стабилизации самолета по курсу

вает появление крена, а следовательно, и боковой силы. Результатом этого будет поворот вектора скорости. Сигнал рыскания, подаваемый в канал руля направления, вызывает отклонение руля направления. В результате возникает момент, под действием которого происходит поворот продольной оси самолета.

15.2.2. Принцип действия автопилота при управлении самолетом по крену

Рассмотрим принцип действия статического автопилота при управлении самолетом по крену. Функциональная схема такого автопилота представлена на рис. 15.10. В этом автопилоте применен закон управления по углу и угловой скорости при жесткой обратной связи.

В схеме на рис. 15.10 по сравнению со схемой на рис. 15.4 показан задатчик угла крена $\gamma_з$, позволяющий вручную через автопилот управлять самолетом по крену.

С помощью датчиков γ и $\dot{\gamma}$ измеряются текущий угол крена и угловая скорость и преобразуются в пропорциональные им напряжения соответственно U_γ и $U_{\dot{\gamma}}$. С помощью задатчика крена $\gamma_з$ вырабатывается напряжение $U_{\gamma з}$, пропорциональное заданному углу крена.

Напряжения U_γ, $U_{\dot{\gamma}}$ и $U_{\gamma з}$ подаются на суммирующее устройство. На это же суммирующее устройство подается напряжение $U_{\delta э}$, пропорциональное углу $\delta_э$ отклонения элеронов. В установившемся режиме суммарное напряжение равно нулю.

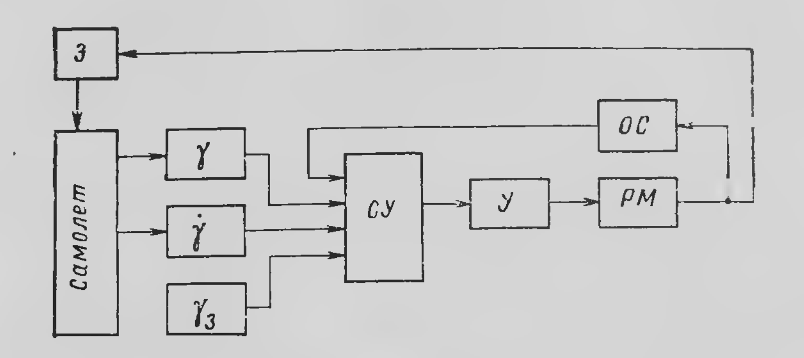


Рис. 15. 10. Функциональная схема канала крена статического автопилота

Если текущее значение угла крена γ отличается от заданного значения $\gamma_з$, то на выходе суммирующего устройства появится напряжение, которое усиливается в усилителе и подается на рулевую машину. Рулевая машина перемещает элероны. Одновременно от рулевой машины передается движение на датчик обратной связи.

Перемещение элеронов происходит до тех пор, пока напряжение обратной связи $U_{\delta э}$ не уравновесит сумму напряжений, подаваемых в суммирующее устройство с датчиков γ и $\dot{\gamma}$ и задатчика $\gamma_з$. Следовательно, угол отклонения элеронов будет

$$\delta_э = k_\gamma(\gamma - \gamma_з) + k_{\dot{\gamma}}\dot{\gamma}. \qquad (15.9)$$

Отклонение элеронов вызывает появление момента M_x, действующего относительно продольной оси самолета OX. Под действием этого момента самолет поворачивается вокруг продольной оси в направлении приближения текущего значения угла крена γ к его заданному значению $\gamma_з$. В частном случае $\gamma_з$ может быть равным нулю.

По мере приближения самолета к заданному положению происходит и постепенное возвращение элеронов к первоначальному положению. Если собственное демпфирование самолета по крену мало, то в этом случае самолет подходит к заданному положению со значительной угловой скоростью $\dot{\gamma}$ и определенным запасом кинетической энергии. Это вызывает отклонение самолета в противоположном направлении. Под действием момента, вызванного отклонением элеронов в противоположном направлении, самолет начнет снова возвращаться к заданному положению. В общем случае процесс управления движением самолета по крену будет колебательным.

Колебательность переходного процесса можно улучшить уменьшением передаточного числа k_γ. Однако при этом увеличиваются время переходного процесса и остаточные отклонения по крену. Поэтому для уменьшения колебательности и времени переходного процесса в закон управления введено регулирование не только по углу, но и по угловой скорости. Сигнал по угловой скорости $U_{\dot\gamma}$, подаваемый на суммирующее устройство, всегда вызывает отклонение элеронов в таком направлении, при котором уменьшается угловая скорость движения самолета по крену.

15.2.3. Принцип действия автопилота при управлении самолетом по тангажу

Автоматическое управление самолетом по тангажу существенно отличается от процесса автоматического управления по крену. Если автоматическое управление самолетом по крену связано лишь с поворотом самолета относительно его продольной оси, то автоматическое управление самолетом по тангажу связано не только с поворотом самолета относительно поперечной оси, т. е. с изменением самого угла тангажа, но и с поворотом вектора скорости.

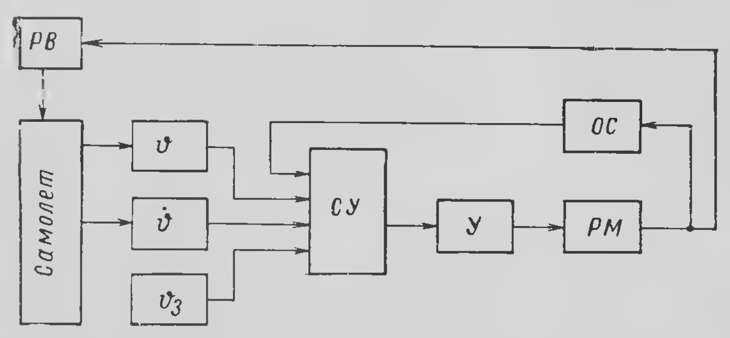


Рис. 15.11. Функциональная схема канала тангажа статического автопилота

Поворот самолета относительно поперечной оси вызывается моментами, действующими на самолет относительно той же оси. Поворот вектора скорости (изменение наклона траектории) совершается под действием сил, направленных по нормали к траектории.

Повороты продольной оси и вектора скорости взаимно связаны через угол атаки. Изменение угла тангажа и угла наклона траектории приводит к изменению угла атаки, который, с одной стороны, влияет на величину продольного момента собственной устойчивости самолета, а с другой — на величину подъемной силы.

Автоматическое управление по тангажу на самолетах с дозвуковыми скоростями осуществляется воздействием лишь на руль высоты. Функциональная схема продольного канала автопилота с таким управлением представлена на рис. 15.11.

Датчиком угла тангажа ϑ служит центральная гировертикаль или авиагоризонты типа АГД-1, АГБ-3 и другие подобные им приборы. С помощью датчика угла тангажа измеряется текущее значение угла тангажа, которое преобразуется в напряжение U_ϑ, пропорциональное измеренному углу.

Угловая скорость изменения угла тангажа измеряется с помощью датчика угловой скорости $\dot\vartheta$. С этого датчика снимается напряжение $U_{\dot\vartheta}$, пропорциональное угловой скорости отклонения самолета по тангажу. Напряжение $U_{\vartheta з}$, пропорциональное заданному углу тангажа, снимается с задатчика режима полета $\vartheta_з$.

Напряжения, пропорциональные заданному углу тангажа $\vartheta_з$ и текущим значениям угла тангажа ϑ и угловой скорости $\dot\vartheta$, суммируются в суммирующем устройстве совместно с напряжением $U_{\delta в}$ обратной связи. Затем суммарное напряжение усиливается в усилителе и подается на вход рулевой машины. Рулевая машина перемещает руль высоты до тех пор, пока сумма сигналов на входе суммирующего устройства не окажется равной нулю. Следует заметить, что быстродействие рулевой машины достаточно высоко. Поэтому при объяснении принципа действия автопилота можно пренебречь запаздыванием рулевой машины и считать, что руль высоты перемещается мгновенно.

Величина угла $\delta_в$ отклонения руля высоты в данном случае определяется уравнением

$$\delta_в = k_\vartheta(\vartheta - \vartheta_з) + k_{\dot\vartheta}\dot\vartheta, \qquad (15.10)$$

где k_ϑ — передаточное число по углу тангажа; $k_{\dot\vartheta}$ — передаточное число по угловой скорости.

Иногда передаточные числа k_ϑ и $k_{\dot\vartheta}$ называют порциями руля высоты соответственно по углу тангажа и угловой скорости изменения угла тангажа.

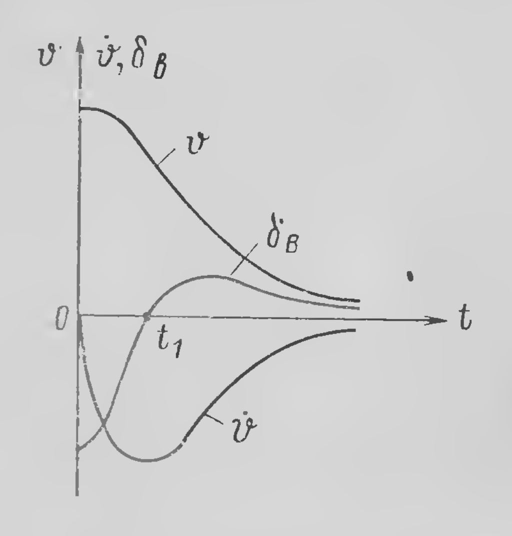
При отклонении руля высоты на угол $\delta_в$ возникает аэродинамический момент руля высоты $M_{р.в\,z}$, под действием которого самолет возвращается к исходному положению. Одновременно с этим к исходному положению возвращается и руль высоты.

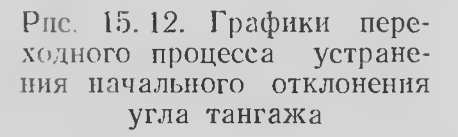
При отклонении угла тангажа от заданного значения и сохранении угла наклона траектории θ происходит изменение угла атаки α. Вследствие этого возникает момент собственной устойчивости самолета $M_{c\,z}$, совпадающий по направлению с моментом руля $M_{р.в\,z}$ и стремящийся повернуть продольную ось самолета к заданному положению. Появление момента $M_{c\,z}$ в процессе стабилизации самолета по тангажу является главным отличием от процесса стабилизации самолета по крену.

Если собственное демпфирование самолета хорошее, то его движение к исходному положению происходит плавно за счет демпфирующего момента направленного навстречу движению.

Увеличение передаточного числа k_ϑ приводит к созданию больших моментов руля высоты и вследствие этого к более энергичному возвращению самолета к заданному положению. Поэтому для сокращения времени переходного процесса, казалось бы, целесообразно увеличивать передаточное число k_ϑ. Однако при быстром подходе самолета к заданному положению он, вслед-

ствие своей инерционности и недостаточной величины собственного демпфирования, может перейти это положение, совершив ряд колебаний относительно поперечной оси. В результате этого время переходного процесса при увеличении передаточного числа по углу может не уменьшаться, а наоборот, увеличиваться.




Рис. 15.12. Графики переходного процесса устранения начального отклонения угла тангажа

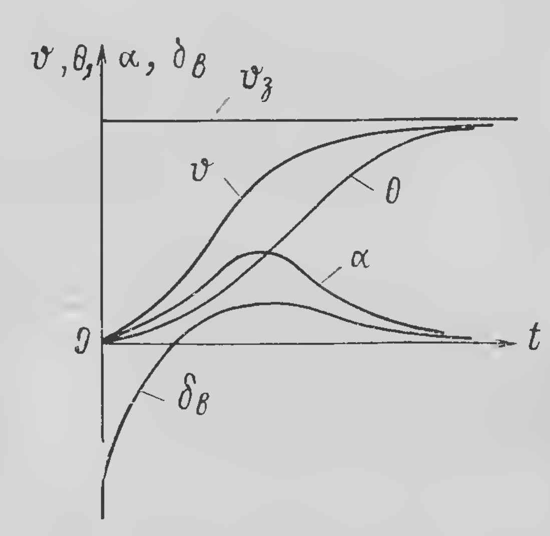


Рис. 15.13. Графики переходного процесса при подаче ступенчатого управляющего сигнала

Для предотвращения колебаний самолета необходимо обеспечить такое отклонение руля высоты, которое препятствовало бы переходу самолета через заданное положение. Для этого руль высоты должен пройти через исходное положение раньше, чем самолет (рис. 15.12), и создать момент, тормозящий движение самолета во время приближения его к заданному положению. Такое опережающее отклонение руля высоты обеспечивается за счет подачи в суммирующее устройство напряжения $U_{\dot{\vartheta}}$, пропорционального угловой скорости $\dot{\vartheta}$.

При возвращении самолета в заданное положение сигналы ϑ и $\dot{\vartheta}$ имеют разные знаки. Причем сначала угловая скорость $\dot{\vartheta}$ мала, а угол тангажа ϑ велик. Вследствие этого напряжение $U_\vartheta > U_{\dot{\vartheta}}$, руль высоты отклоняется в направлении создания момента $M_{р.в\,z}$, способствующего возвращению самолета в заданное положение. По мере уменьшения угла тангажа изменение угловой скорости происходит таким образом, что сигнал по угловой скорости $\dot{\vartheta}$ в момент времени t_1 (см. рис. 15.12) становится равным по величине сигналу ϑ, затем начинает превышать его, вызывая отклонение руля высоты в противоположном направлении. При этом создается момент руля $M_{р.в\,z}$, вызывающий торможение движения самолета.

Сигнал по угловой скорости обеспечивает введение искусственного демпфирования колебаний самолета по тангажу. Таким образом, для получения качественных переходных процессов при автоматическом управлении движением самолета по тангажу принципиально необходимо введение управляющих сигналов по углу и угловой скорости тангажа при жесткой обратной связи.

Следует отметить, что в некоторых автопилотах с жесткой обратной связью, предназначенных для нескоростных самолетов, не используется сигнал по угловой скорости. Это объясняется наличием большого собственного демпфирования самолета и невысокими требованиями, предъявляемыми ко времени переходного процесса.

Автоматическое управление самолетом по тангажу может осуществляться различными способами. Одним из способов перехода с одного угла тангажа на другой является задание нового угла тангажа $\vartheta_з$ в виде ступенчатой функции (рис. 15.13) от задатчика режима полета (см. рис. 15.11). Управляющий сигнал, поданный на вход суммирующего устройства от задатчика, вызывает отклонение руля, пропорциональное этому сигналу.

Момент руля $M_{р.в\,z}$ вызывает поворот самолета относительно поперечной оси. Происходит увеличение угла тангажа (см. рис. 15.13). Вектор скорости при этом не меняет направления, вследствие чего происходит увеличение угла атаки. Увеличение угла атаки α приводит к появлению силы, направленной по нормали к траектории. Эта сила вызывает поворот вектора скорости вслед за поворотом продольной оси самолета.

Процесс изменения углов можно разделить на два этапа. Сначала происходит быстрое увеличение угла тангажа и соответственно этому быстрое увеличение угла атаки, затем медленное приближение угла тангажа и угла наклона траектории к новому заданному значению угла тангажа $\vartheta_з$ и постепенное уменьшение угла атаки до нуля.

Следует отметить, что после установления нового значения угла наклона траектории изменяется величина проекции силы тяжести самолета на направление вектора его скорости. Это приводит к изменению величины скорости. Однако этого можно избежать изменением тяги двигателей самолета.

15.2.4. Принцип действия автопилота при стабилизации высоты полета самолета

Стабилизация высоты полета является одной из основных задач при автоматическом управлении самолетом, и она не может быть решена стабилизацией угла тангажа. Например, если самолет попадает в вертикально восходящий поток ветра, то через некоторый промежуток времени он приобретает скорость ветра и начинает подниматься вверх, сохраняя заданное значение угла тангажа и заданное отклонение руля высоты.

В настоящее время применяется система стабилизации высоты полета, схема которой представлена на рис. 15.14. Отклонение от заданной высоты полета измеряется с помощью датчика высоты барометрического типа.

Сигнал, пропорциональный отклонению высоты полета от заданного значения ($h=H-H_з$), с датчика h подается на суммирующее устройство СУ канала руля высоты. Этот сигнал вызывает отклонение руля высоты, вследствие чего происходит поворот продольной оси и изменение угла атаки. С изменением угла атаки происходит приращение подъемной силы, которое вызывает поворот вектора скорости в вертикальной плоскости и появление вертикальной составляющей скорости. За счет этой составляющей уменьшаются отклонение высоты от заданного значения и сигнал, соответствующий этому отклонению. Сигнал датчика угла тангажа изменяется в зависимости от угла тангажа.

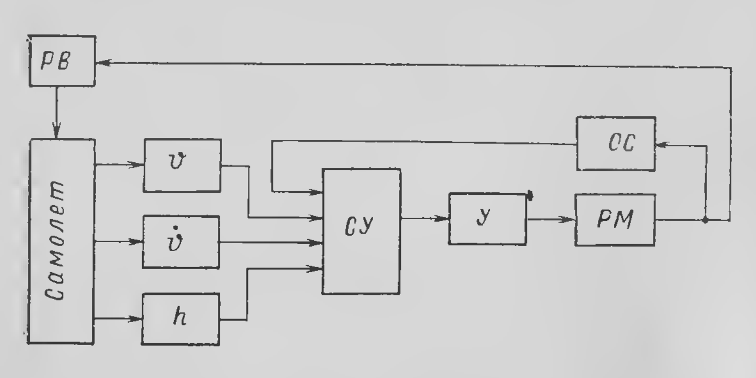


Рис. 15. 14. Функциональная схема канала руля высоты для стабилизации высоты полета

При некотором отклонении высоты от заданного значения сигнал датчика высоты уменьшается настолько, что становится меньше сигнала датчика тангажа. Руль высоты в этом случае отклоняется в противоположную сторону. Это вызывает поворот продольной оси в противоположном направлении и приращение подъемной силы другого знака. Под действием такого приращения подъемной силы вектор скорости поворачивается к горизонтальному положению и занимает его снова в момент, когда высота полета достигает заданного значения.

Здесь принцип стабилизации высоты полета рассмотрен упрощенно. В действительности, самолет возвращается к заданной высоте с некоторыми колебаниями. Уменьшению амплитуды колебаний и времени переходного процесса способствует сигнал, поступающий с датчика угла тангажа. Поэтому сигнал, пропорциональный скорости отклонения высоты, в канале руля высоты отсутствует.

Глава 16

АВТОПИЛОТЫ ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТОВ

16.1. АВТОПИЛОТ АП-6Е

Автопилот АП-6Е предназначен для установки на различных типах самолетов гражданской авиации. К таким самолетам следует отнести Ту-104, Ту-124, Ил-18.

Автопилот АП-6Е в режиме стабилизации обеспечивает стабилизацию самолета относительно центра масс и центра масс на заданной высоте, а в режиме управления позволяет командиру корабля или второму пилоту выполнять координированные развороты с помощью рукоятки «Разворот» пульта управления и осуществлять набор высоты или снижение с помощью рукоятки «Спуск-подъем» пульта управления.

16.1.1. Приборный состав, законы управления и принцип действия автопилота

В зависимости от типа самолета и его оборудования существует несколько комплектаций автопилота. В комплект автопилота АП-6Е могут входить следующие агрегаты и приборы:

1. Центральная гировертикаль ЦГВ-4.
2. Гирополукомпас ГПК-52АП или блок связи автопилота с курсовой системой.
3. Корректор высоты КВ-11.
4. Блок демпфирующих гироскопов БДГ-10 (блок датчиков угловых скоростей).
5. Блок управления БУ.
6. Усилитель У.
7. Рулевые машины РМ.
8. Пульт управления ПУ-3.
9. Кнопки быстрого отключения автопилота КБО.
10. Распределительная коробка.

Автопилот АП-6Е является статическим с наличием перекрестных связей в трех каналах стабилизации. Законы управления автопилота в режиме стабилизации имеют вид:

— по тангажу

$$\delta_в = k_\vartheta \vartheta + k_{\dot\vartheta}\dot\vartheta + k_h h + k_\gamma^в |\gamma|;$$

— по курсу

$$\delta_н = k_\psi \psi + k_{\dot\psi}\dot\psi + k_\gamma^н \gamma;$$

— по крену

$$\delta_э = k_\gamma \gamma + k_{\dot\gamma} \dot\gamma + k_\psi^э \psi,$$

где k_ϑ, k_ψ, k_γ — передаточные числа по соответствующим углам; $k_{\dot\vartheta}$, $k_{\dot\psi}$, $k_{\dot\gamma}$ — передаточные числа по соответствующим угловым скоростям; h — отклонение высоты полета самолета от заданной; k_h — передаточное число по высоте; $k_\gamma^н$, $k_\gamma^в$ — передаточные числа по крену в канале руля направления и руля высоты соответственно; $k_\psi^э$ — передаточное число по углу рыскания в канале элеронов.

Функциональная схема автопилота АП-6Е в режиме стабилизации имеет вид, представленный на рис. 16.1.

Автопилот АП-6Е состоит из трех каналов: руля высоты, элеронов и руля направления. Датчиком углов крена и тангажа является центральная гировертикаль ЦГВ-4, а угла рыскания — гирополукомпас ГПК-52АП или курсовая система, с которой автопилот соединяется через блок связи БС. Датчиком угловых скоростей самолета является блок демпфирующих гироскопов БДГ-10, состоящий из трех датчиков. Датчиком отклонения высоты служит корректор высоты КВ-11.

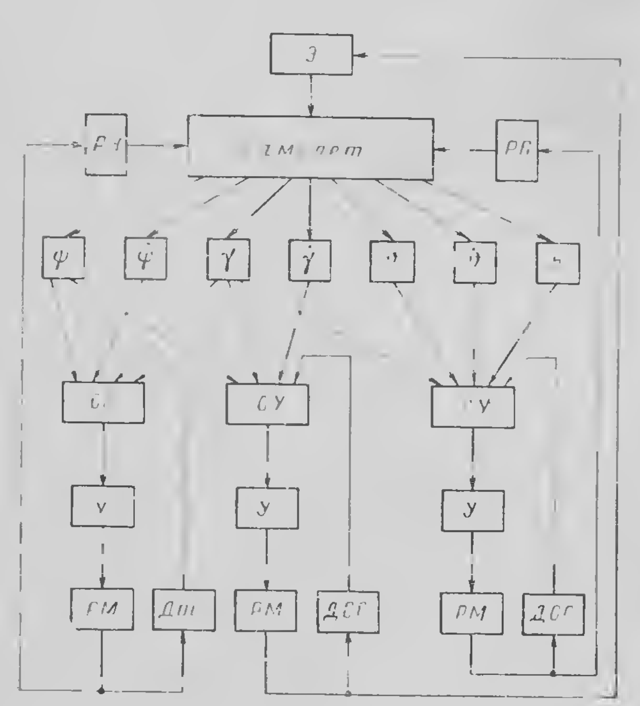


Рис. 16.1. Функциональная схема автопилота АП-6Е в режиме стабилизации.
ψ, $\dot\psi$, γ, $\dot\gamma$, ϑ, $\dot\vartheta$, h—датчики соответствующих параметров; СУ—суммирующее устройство; У—усилитель; РМ—рулевая машина; ДОС—датчик обратной связи; РВ—руль высоты; Э—элероны; РН—руль направления

Рассмотрим принцип действия автопилота на примере канала руля высоты. При отклонении самолета по тангажу от стабилизируемого положения на суммирующее устройство СУ канал руля высоты поступают напряжения, пропорциональные соответственно углу и угловой скорости тангажа, углу крена и отклонению высоты от заданной. Эти напряжения суммируются в суммирующем устройстве. Сюда же поступает напряжение с датчика обратной связи. Суммарное напряжение усиливается в усилителе У и подается на рулевую машину РМ, которая отклоняет руль высоты РВ до тех пор, пока суммарное напряжение не станет равным нулю.

Под действием отклоненного руля самолет постепенно возвращается в исходное положение, суммарное напряжение при этом будет иметь противоположную фазу. В результате рулевая машина возвращает руль высоты в исходное положение. Возвращение самолета в исходное положение происходит с колебаниями. Чтобы сделать эти колебания возможно меньшими и чтобы они заканчивались (затухали) быстрее, в закон управления введен сигнал, пропорциональный угловой скорости.

По окончании переходного процесса самолет и руль высоты вернутся в исходное положение, если на самолет не будет действовать некоторое постоянное возмущение.

Отрицательная жесткая обратная связь обеспечивает отклонение руля высоты пропорционально суммарному сигналу, поступающему на суммирующее устройство с датчиков ϑ, $\dot\vartheta$, h и γ. Сигнал, пропорциональный крену, введен в канал руля высоты для того, чтобы при появлении крена (правого или левого) руль высоты отклонялся вверх и тем самым не допускалась потеря высоты, что особенно важно при выключенном корректоре высоты. Потеря высоты происходит при правом и левом кренах из-за уменьшения вертикальной составляющей подъемной силы. Для ликвидации потери высоты руль высоты отклоняют вверх. Поэтому в законе управления знак сигнала, пропорционального крену, не зависит от направления крена.

16.1.2. Принципиальная электрическая схема автопилота

Суммирование управляющих сигналов, получаемых с различных датчиков в виде напряжений переменного тока частотой 400 Гц, осуществляется на потенциометрах. В автопилоте предусмотрены три потенциометрические схемы соответственно для трех каналов автопилота. Каждая схема состоит из потенциометрического моста, к которому по принципу потенциометрического сложения подключены потенциометры датчиков угловых скоростей и других датчиков.

Упрощенная принципиальная схема канала руля высоты (рис. 16.2) состоит из потенциометров: угла тангажа *3* и датчика обратной связи *8*. Последовательно с этой схемой включены потенциометры: угла крена *2*, корректора высоты *10*, датчика угловой скорости *12* и потенциометр управления высотой полета *13*.

Потенциометры *1*, *7*, *9* и *11* служат для регулирования передаточных чисел соответственно $k_\gamma^в$, k_ϑ, k_h и $k_{\dot\vartheta}$, потенциометры *4* и *5* — для балансировки схемы перед включением автопилота. С помощью этих потенциометров уменьшают выходной сигнал усилителя до нуля перед включением автопилота. Если схему не сбалансировать и включить автопилот, то произойдет отклонение руля и, следовательно, нарушение режима полета. Резистор *6* ограничивает ток потенциометра *7* при левом крайнем положении его щетки.

Балансировка схемы в каналах руля высоты и руля направления производится автоматически, а в канале элеронов — вручную.

После включения автопилота рулевые машины зажимают рули в таком положении, в котором они находились в момент включения

автопилота. При отклонении самолета по тангажу происходит смещение щетки потенциометра *3*, расположенного в ЦГВ-4, что вызывает появление разности потенциалов между щетками потенциометров *3* и *8*. Эта разность потенциалов усиливается усилителем и подается на рулевую машину РМ, электродвигатель которой через редуктор поворачивает тросовый барабан и одновременно перемещает щетку потенциометра *8* обратной связи.

Тросовый барабан будет поворачиваться до тех пор, пока щетка потенциометра *8* не займет равнопотенциальное положение со щеткой потенциометра *3*.

Под действием момента руля высоты самолет начнет возвращаться в первоначальное положение. Одновременно в исходное положение будет возвращаться щетка потенциометра *3*, что вызовет появление разности потенциалов между щетками потенциометров *3* и *8* противоположной фазы. В результате рулевая машина будет возвращать руль высоты в исходное положение.

Здесь процесс восстановления положения самолета представлен упрощенно. В действительности самолет не сразу приходит к первоначальному положению, а после нескольких колебаний. Для того чтобы сделать эти колебания возможно меньшими и непродолжительными, вводится сигнал, пропорциональный угловой скорости отклонения самолета по тангажу. Этот сигнал снимается с потенциометра *12*, расположенного в датчике угловой скорости.

Сигнал, пропорциональный отклонению самолета от заданной высоты полета, снимается с потенциометра *10*, а сигнал перекрестной связи по углу крена — с потенциометра *2*. Потенциометр *2* подключен ко вторичной обмотке трансформатора Тр1 так, что при

Рис. 16.2. Принципиальная электрическая схема канала руля высоты автопилота АП-6Е:

1, 7, 9, 11—потенциометры для регулирования передаточных чисел; *2*—потенциометр датчика крена; *3*—потенциометр датчика тангажа; *4, 5*—балансировочные потенциометры; *6*—резистор; *8*—потенциометр обратной связи; *10*—потенциометр корректора высоты; *12*—потенциометр датчика угловой скорости; *13*—потенциометр задатчика тангажа

смещении щетки от среднего положения в ту или другую сторону фаза сигнала не меняется. Следовательно, руль высоты по сигналу перекрестной связи всегда будет отклоняться в одну сторону, т. е. на подъем. Этим самым исключается потеря высоты при наличии крена.

Для снижения или набора высоты при включенном автопилоте в схеме предусмотрен потенциометр *13*. Он расположен в пульте управления и его щетка связана с рукояткой «Спуск-подъем». При повороте рукоятки «Спуск-подъем» выключается корректор высоты и щетка потенциометра *10* устанавливается против неподвижного токоотвода, а щетка потенциометра *13* смещается относительно центрального токоотвода. Напряжение, снимаемое при этом с потенциометра *13*, усиливается усилителем и подается на рулевую машину РМ руля высоты. Происходит отклонение руля высоты.

Под действием момента руля высоты самолет начинает отклоняться от исходного положения. После окончания переходного процесса самолет оказывается отклоненным по тангажу на угол, пропорциональный углу поворота рукоятки «Спуск-подъем», а руль высоты возвращается в исходное положение. С заданным углом будет происходить набор высоты или снижение. Сигнал, снимаемый с потенциометра *13* в этом случае, будет компенсироваться сигналом, снимаемым с потенциометра *3* ЦГВ. При достижении нужной высоты рукоятку «Спуск-подъем» устанавливают в исходное положение. При этом щетка потенциометра *13* устанавливается против неподвижного токоотвода.

Под действием сигнала, снимаемого с потенциометра *3*, самолет переходит в горизонтальный полет. Для стабилизации высоты полета необходимо вновь включить корректор высоты.

Рассмотрим принципиальную электрическую схему связанных между собой каналов руля направления и элеронов (рис. 16.3).

Мостовая схема канала элеронов аналогична мостовой схеме канала руля высоты. В канале руля направления мостовая схема отличается тем, что в верхней ее части вместо потенциометра датчика угла включены два резистора *3*. Потенциометр *7* в этом канале выводят до упора и фиксируют в этом положении.

Потенциометр *23* датчика угла рыскания включен в схему суммирования канала руля направления снизу после потенциометра *10* датчика угловой скорости через потенциометр *19*, с помощью которого регулируется передаточное число k_ψ по углу рыскания. Сигнал, пропорциональный углу рыскания, с потенциометра *23* подается не только в канал руля направления, но и в канал элеронов. В канале элеронов этот сигнал необходим для устранения возможности появления крена при рыскании самолета. В канал элеронов он подается через потенциометр *20*, с помощью которого регулируется передаточное число $k_\psi^э$ по углу рыскания в канале элеронов.

С помощью потенциометра *2*, расположенного в ЦГВ-4, в канал руля направления подается сигнал перекрестной связи по крену.

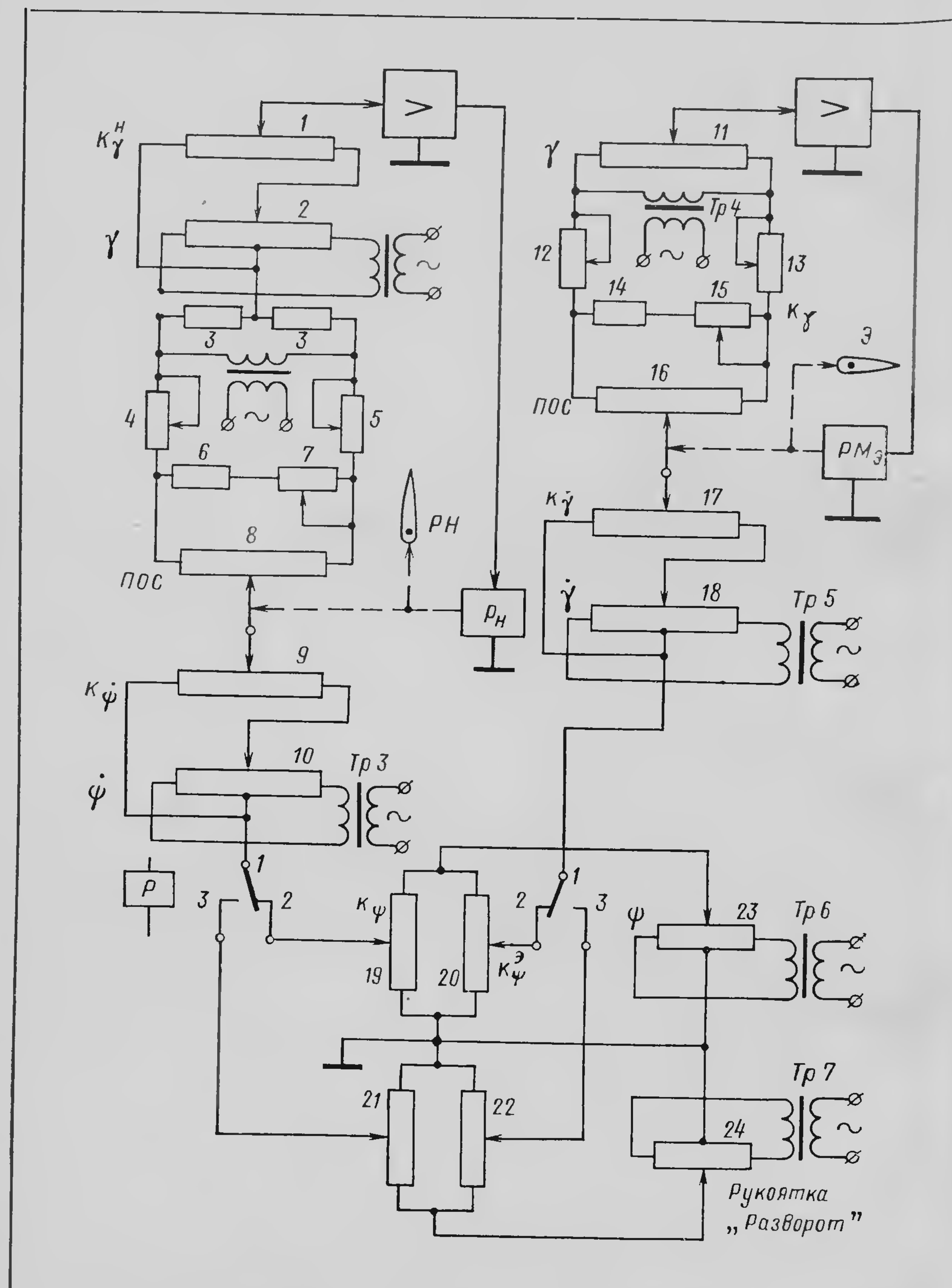


Рис. 16.3. Принципиальная электрическая схема каналов руля направления и элеронов автопилота АП-6Е:

1, 7, 9, 15, 17, 19, 20, 21, 22—потенциометры для регулирования передаточных чисел; *2, 11*—потенциометры датчика крена; *3, 6, 14*—резисторы; *4, 5, 12, 13*—балансировочные потенциометры; *8, 16*—потенциометры обратной связи; *10, 18*—потенциометры датчиков угловых скоростей; *23*—потенциометр датчика угла рыскания; *24*—потенциометр задатчика разворота

Этот сигнал необходим для устранения разворота самолета при появлении крена. Передаточное число $k_\gamma^{н}$ перекрестной связи регулируется потенциометром *1*.

Автопилот АП-6Е обеспечивает координированный разворот самолета при повороте рукоятки «Разворот» на пульте управления. С рукояткой «Разворот» связана щетка потенциометра *24*.

При повороте рукоятки «Разворот» срабатывает реле Р, которое размыкает свои контакты 1—2 и замыкает контакты 1—3. Этим самым оно отключает потенциометр *23* от потенциометрических схем каналов руля направления и элеронов и подключает к ним потенциометр *24*. С потенциометра *24* снимается сигнал, пропорциональный углу поворота рукоятки «Разворот», и подается в канал руля направления через потенциометр *21* и в канал элеронов— через потенциометр *22*. Под действием этого сигнала происходит отклонение руля направления и элеронов, а следовательно, и разворот самолета.

Потенциометры *21* и *22* служат для подбора такого соотношения сигналов в канале руля направления и элеронов, чтобы отклонения руля направления и элеронов вызывали координированный разворот. Резистор *6* ограничивает ток в цепи потенциометра *7*.

Перед включением автопилота центрирование схемы в канале руля направления производится автоматически потенциометрами *4* и *5*, а в канале элеронов — вручную потенциометрами *12* и *13*. Через потенциометр обратной связи *8* к мостовой схеме подводится пропорциональный угловой скорости $\dot\psi$ сигнал, который снимается с потенциометра *10*, расположенного в датчике угловой скорости. Потенциометром *9* регулируется передаточное число $k_{\dot\psi}$.

Сигнал, пропорциональный крену, снимается с потенциометра *11*, расположенного в центральной гировертикали. Передаточное число k_γ регулируют потенциометром *15*, последовательно с которым включен ограничительный резистор *14*. Параллельно им включен потенциометр обратной связи *16*.

Сигнал, пропорциональный угловой скорости $\dot\gamma$, снимается с потенциометра *18*, который расположен в датчике угловой скорости. Передаточное число $k_{\dot\gamma}$ регулируют потенциометром *17*.

16.1.3. Назначение и принцип действия отдельных агрегатов автопилота

Блок связи с курсовой системой (рис. 16.4) предназначен для выдачи напряжения, пропорционального углу рыскания, в каналы руля направления и элеронов автопилота.

Блок связи состоит из сельсина-приемника СП, усилителя У, двигателя Д с редуктором Ред, электромагнитной муфты ЭММ и потенциометра П.

В основу работы блока связи положена сельсинная передача, работающая в трансформаторном режиме. Сельсин-датчик СД располагается в гироскопическом агрегате курсовой системы. В согла-

сованном состоянии его ротор относительно статора занимает положение, соответствующее заданному курсу.

При наличии рассогласования между сельсином-приемником СП блока связи и сельсином-датчиком СД курсовой системы с ротора сельсина-приемника снимается напряжение, которое после усиления в усилителе поступает на управляющую обмотку электродвигателя. Двигатель через редуктор поворачивает ротор сельсина-приемника в согласованное положение.

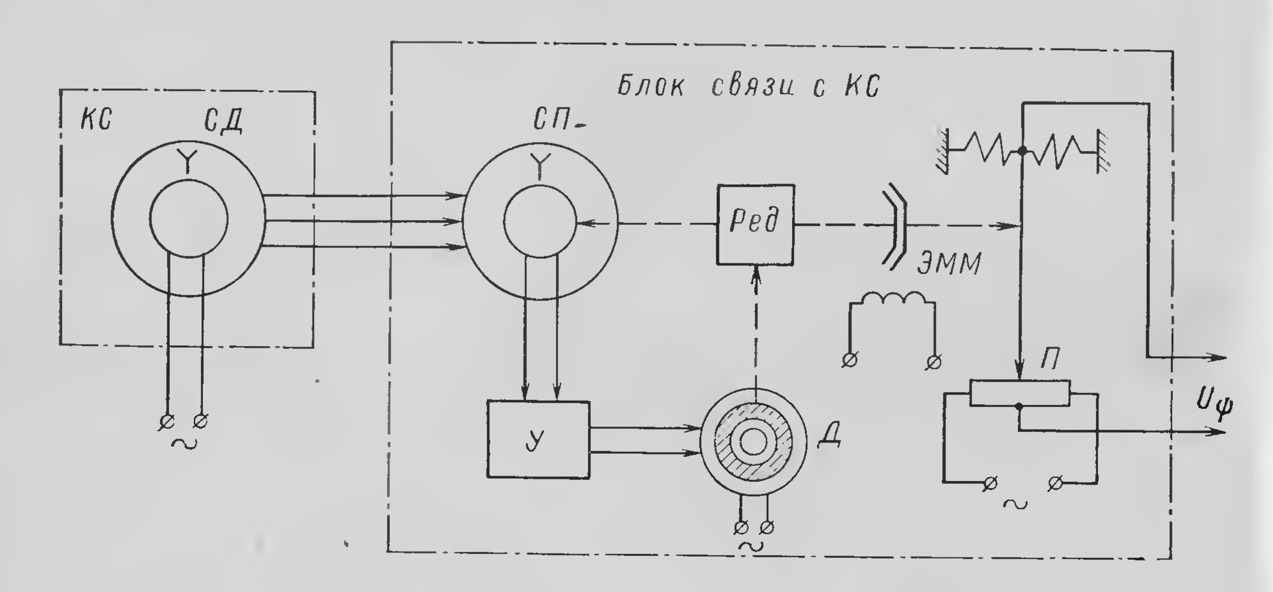


Рис. 16.4. Функциональная схема блока связи с курсовой системой

Таким образом, в согласованном положении ротор сельсина-приемника относительно статора будет занимать вполне определенное положение для каждого курса.

При включении питания автопилота катушка электромагнитной муфты ЭММ обесточена. В этом режиме щетка потенциометра П не связана с выходным валом редуктора и удерживается в среднем положении центрирующими пружинами. Напряжение с потенциометра в автопилот не подается.

При включении автопилота в режим стабилизации подается питание на электромагнитную муфту блока связи. В этом случае щетка потенциометра блока связи механически соединяется с выходной осью редуктора. При отклонении самолета от заданного курса на угол ψ происходит поворот ротора сельсина-приемника относительно статора на тот же угол и перемещение щетки потенциометра относительно нулевого положения. С потенциометра снимается напряжение U_ψ, пропорциональное углу рыскания. Это напряжение затем подается в каналы руля направления и элеронов через потенциометрические делители напряжения.

Усилитель является промежуточным звеном между потенциометрическими суммирующими схемами и рулевыми машинами. Он усиливает напряжения, поступающие с потенциометрических схем, преобразует эти синусоидальные усиленные напряжения в импульсные, распознает фазы входных напряжений.

Усилитель состоит из трех одинаковых и независимых каналов усиления: руля высоты, элеронов и руля направления. Каждый канал усилителя состоит из трех каскадов: усилительного, управляющего и фазочувствительного.

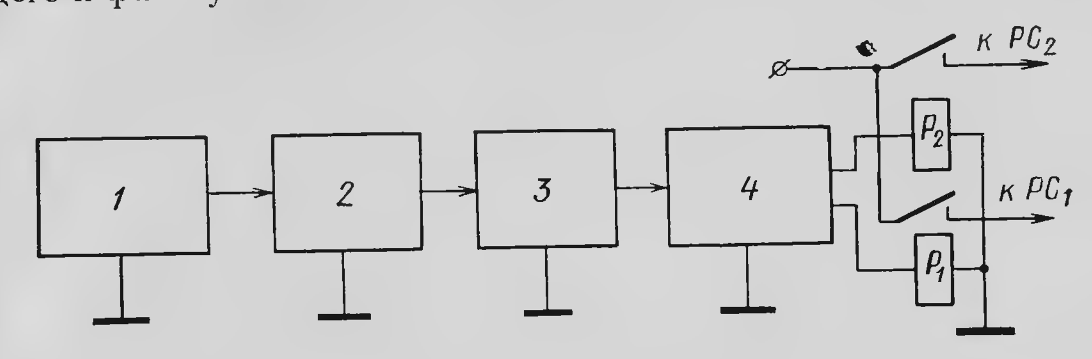


Рис. 16.5. Функциональная схема одного канала усилителя автопилота АП-6Е

1—потенциометрическая схема; *2*—усилительный каскад; *3*—управляющий каскад; *4*—фазочувствительный выпрямитель

На рис. 16.5 представлена функциональная схема одного из каналов усилителя. Усилительный каскад служит для усиления напряжения, поступающего с потенциометрической схемы. Он является обычным электронным усилителем, собранным по реостатной

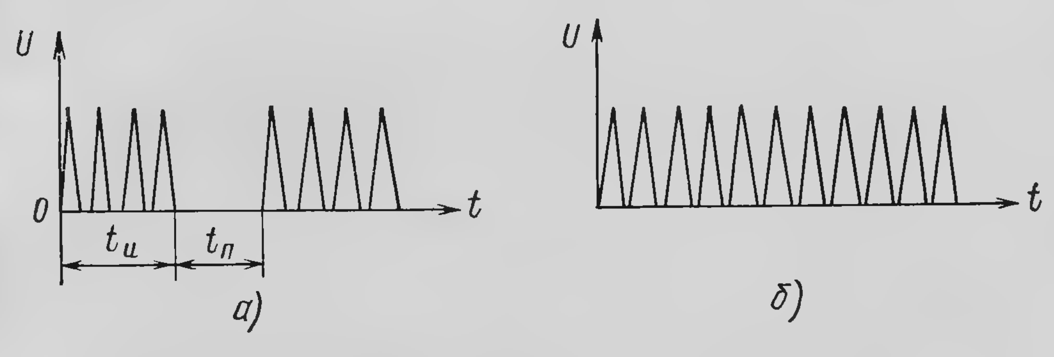


Рис. 16.6. Графики выходных напряжений усилителя

схеме. Напряжение с выхода усилительного каскада поступает на вход управляющего каскада.

В рулевых машинах автопилота АП-6Е используются электродвигатель с постоянной скоростью вращения. Скорость вращения выходного вала рулевой машины должна зависеть от величины входного сигнала. Чтобы получить требуемую зависимость, в данном автопилоте применено импульсное управление рулевой машиной.

Управляющий каскад формирует управляющий сигнал в виде импульсов (рис. 16.6,*а*), продолжительность которых зависит от амплитуды входного напряжения. С ростом входного сигнала про-

должительность импульса $t_и$ увеличивается, а пауза $t_п$ уменьшается. При этом поворот выходного вала рулевой машины будет происходить тоже импульсами, но средняя скорость его вращения будет пропорциональна входному сигналу. Таким способом здесь осуществлена импульсная линеаризация сервопривода. Сигналы большой величины пропускаются непрерывно (рис. 16.6,*б*). В этом случае выходной вал рулевой машины вращается тоже непрерывно.

При очень малых амплитудах входного напряжения каскад не формирует управляющий сигнал. Таким образом, при малом входном напряжении автопилот в работу не вступает. Следовательно, управляющий каскад создает некоторую зону нечувствительности, в пределах которой автопилот не реагирует на отклонение самолета. В схеме управляющего каскада предусмотрена регулировка зоны нечувствительности, которая часто называется регулировкой чувствительности. При чрезмерной чувствительности системы «самолет-автопилот» к малым отклонениям могут возникать автоколебания.

Управляющие сигналы, преобразованные в импульсы (при средних амплитудах входных напряжений), или непрерывные сигналы (при больших амплитудах входных напряжений) подаются на вход фазочувствительного выпрямителя (см. рис. 16.5).

Фазочувствительный выпрямитель выпрямляет импульсы переменного тока в пульсирующий ток, который в зависимости от фазы входного сигнала вызывает срабатывание реле $Р_1$ или $Р_2$, контакты которых замыкают цепи питания обмоток рабочих соленоидов $РС_1$ или $РС_2$ рулевой машины.

Рулевые машины являются исполнительными органами автопилота и предназначены для отклонения рулей самолета по сигналам, поступившим с усилителей при отклонении самолета от заданного направления. В автопилоте используются три одинаковые рулевые машины.

Рулевая машина (рис. 16.7) состоит из электродвигателя постоянного тока ЭД, двух тормозных соленоидов $ТС_1$ и $ТС_2$, двух рабочих соленоидов $РС_1$ и $РС_2$, двух фрикционных муфт *3* и *17*, дифференциала, тросового барабана *11* и потенциометра обратной связи *10*.

Электродвигатель рулевой машины вступает в работу с момента включения выключателя «Подгот.» на пульте управления. От электродвигателя через шестерню *1* вращаются шестерни *2* и *18* в противоположных направлениях. Они могут быть перемещены в осевом направлении. Соосно с ними расположены фрикционные муфты *3* и *17*.

В работе рулевой машины различают три режима: холостого хода, включения и управления.

Режим холостого хода. В таком режиме рулевая машина работает сразу после включения выключателя «Подгот.» на пульте управления. В данном случае шестерни *2* и *18* связей с фрикционными муфтами *3* и *17* не имеют. Следовательно, вращение от электродвигателя на тросовый барабан не передается. Тросовый барабан свободен и не препятствует пилоту управлять самолетом вручную.

Режим включения. В этом режиме тормозные соленоиды $ТС_1$ и $ТС_2$ находятся под током. Они соединены между собой параллельно, а включение их питания осуществляется с пульта управления автопилота нажатием кнопки «Вкл. АП».

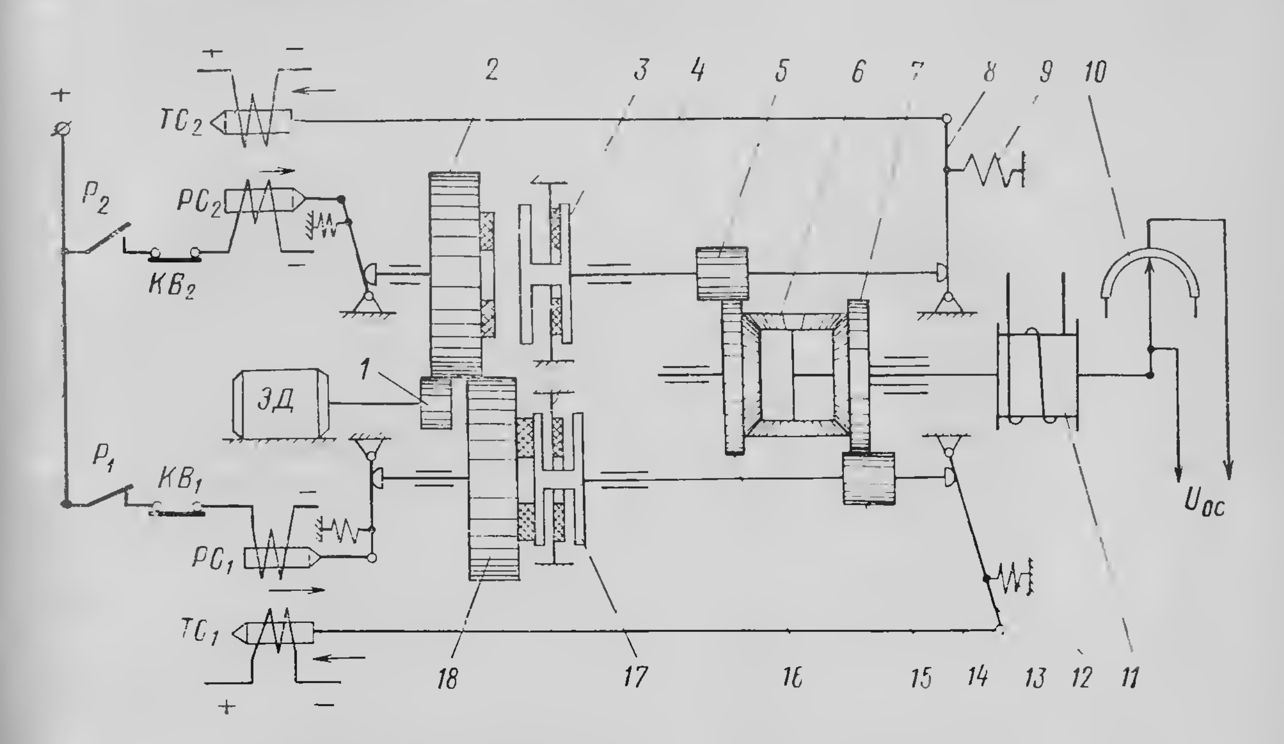


Рис. 16.7. Кинематическая схема рулевой машины:

1, 2, 5, 6, 7, 15, 16, 18—шестерни; *3, 17*—фрикционные муфты; *4, 14*—тяги; *8, 13*—рычаги; *9, 12*—пружины; *10*—потенциометр обратной связи; *11*—тросовый барабан

После включения питания сердечники тормозных соленоидов втягиваются и через тяги *4* и *14*, рычаги *8* и *13* оказывают давление на фрикицонные муфты. Фрикционные муфты входят в зацепление с неподвижными дисками (на рис. 16.7 этот момент показан для муфты *3*), в результате чего оси с шестернями *5* и *15* будут застопорены, а следовательно, и просовый барабан *11* будет зафиксирован в определенном положении. Руль удерживается в положении, которое необходимо для поддержания заданного режима полета.

Ручное управление в этом случае затруднено, но при необходимости рулевую машину можно пересилить, приложив значительное усилие к тросу барабана.

Режим управления. При отклонении самолета от заданного стабилизируемого положения на вход усилителя поступает напряжение с потенциометрической схемы. С выхода усилителя напряжение поступает на одно из реле $Р_1$ или $Р_2$. Контакты этого реле замыкают цепь питания одного из рабочих соленоидов (на рис. 16.7 по-

казано включение нижнего рабочего соленоида PC_1). Сердечник соленоида PC_1, преодолевая усилие пружины, через толкатель нажимает на рычаг и перемещает шестерню *18* вдоль оси до сжатия ее с рабочей поверхностью муфты *17*. При этом происходит отжатие тормозной поверхности этой муфты от неподвижного диска и сжатие возвратной пружины *12*.

Муфта *17* начинает вращаться вместе с шестерней *18* и через шестерню *15* и дифференциал (шестерни *7* и *6*) передает движение на тросовый барабан, который перемещает руль и щетку потенциометра обратной связи. Движение руля будет происходить до тех пор, пока на входе усилителя напряжение не станет равным нулю. В этом случае рабочий соленоид обесточится и положение рулевой машины будет соответствовать режиму включения.

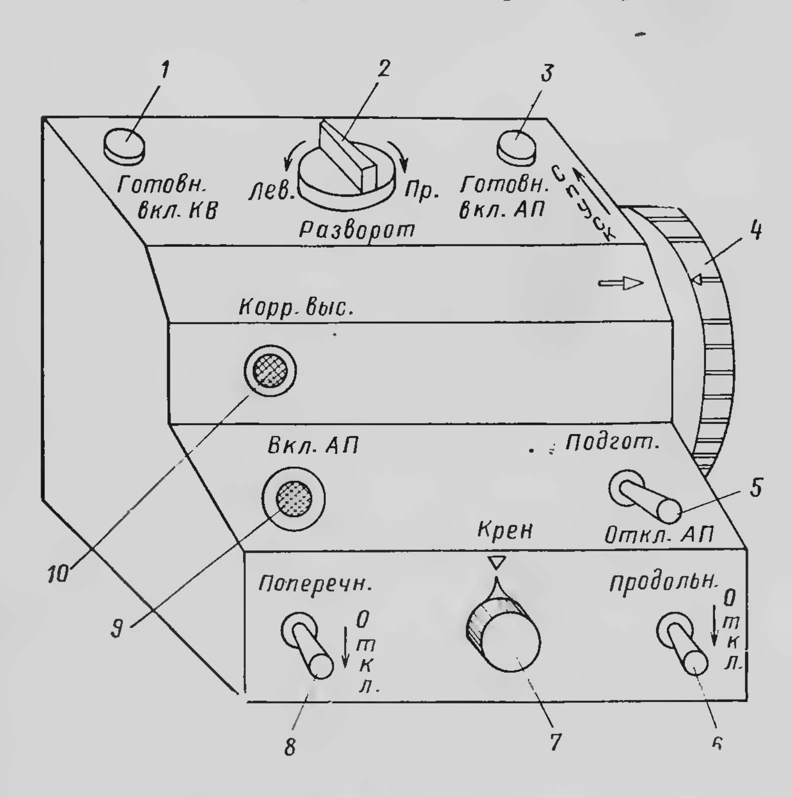


Рис. 16. 8. Внешний вид пульта управления автопилота АП-6Е:

1, 3—сигнальные лампы; *2*—рукоятка разворота; *4*—рукоятка задатчика тангажа; *5, 6, 8*—выключатели; *7*—рукоятка потенциометров балансировки схемы в канале элеронов; *9*—кнопка включения автопилота; *10*—кнопка включения корректора высоты

Если на входе усилителя появится напряжение противоположной фазы, то сработает реле P_2 и произойдет включение рабочего соленоида PC_2. В этом случае шестерня *2* войдет в зацепление с муфтой *3* и вращение на тросовый барабан будет передаваться через шестерню *5* и дифференциал (шестерни *16* и *6*). Тросовый барабан убдет вращаться в противоположном направлении. Пружина *9* является возвратной для тормозного соленоида TC_2.

Одновременно включение обоих рабочих соленоидов в исправном автопилоте невозможно.

В рулевой машине смонтированы концевые выключатели KB_1 и KB_2, которые включены последовательно в цепь рабочих соленоидов. Когда они размыкаются, движение тросового барабана прекращается.

П у л ь т у п р а в л е н и я (рис. 16.8) предназначен для включения и выключения автопилота, сигнализации готовности к включению автопилота и корректора высоты и для управления самолетом через автопилот с помощью рукояток «Разворот» и «Спуск-подъем».

Элементы, указанные на рис. 16.8, имеют следующее назначение:

1. Сигнальная лампа *1* «Готовн. вкл. КВ» предназначена для сигнализации готовности корректора высоты к включению (щетка потенциометра корректора высоты совмещена со средней точкой).
2. Рукояткой *2* «Разворот» перемещают щетку потенциометра, с которого подается напряжение в каналы руля направления и элеронов для координированного разворота самолета. Эта рукоятка связана с контактной системой отключения курсовой стабилизации.
3. Сигнальная лампа *3* «Готовн. вкл. АП» сигнализирует об окончании процесса центрирования схемы автопилота.
4. Рукояткой *4* «Спуск-подъем» отключают корректор высоты и перемещают щетку потенциометра, с которого подается напряжение в канал руля высоты для изменения высоты полета.
5. Выключатель *5* «Подгот.» служит для включения цепей постоянного тока автопилота — электродвигателей рулевых машин, обмоток реле центрирования, контактов реле усилителя, цепей сигнализации готовности включения автопилота и корректора высоты.
6. Выключателями *6* и *8* выключают тормозные соленоиды рулевых машин соответственно руля высоты и элеронов.
7. Рукоятка *7* «Кран» предназначена для перемещения щеток потенциометров центрирования потенциометрической схемы канала элеронов.
8. Кнопка *9* «Вкл. АП» служит для включения тормозных соленоидов рулевых машин, т. е. для включения автопилота.
9. Кнопка *10* «Корр. выс.» предназначена для включения электромагнитной муфты корректора высоты, т. е. для включения корректора высоты.

16.1.4. Эксплуатация автопилота в полете

П о д г о т о в к а а в т о п и л о т а э к и п а ж е м п е р е д в ы л е т о м

До запуска двигателей необходимо осмотреть пульт управления автопилота и убедиться, что:

а) рукоятки «Разворот», «Спуск-подъем» и «Крен» установлены в среднее положение;

б) выключатель «Подгот.-откл. АП» находится в положении «Откл. АП», а выключатели стабилизаций «Поперечн.» и «Продольн.» установлены в положение включено;

в) шторки светофильтров сигнальных ламп открыты.

Затем необходимо осмотреть пульт управления ГПК-52ПУ и убедиться, что рукоятка широтного потенциометра установлена на широту места вылета.

Перед выруливанием самолета на старт необходимо включить:

а) АЗС-10 автопилота, расположенный на центральном распределительном щитке;

б) выключатель «Переменный ток АП» и через 1—2 мин кнопкой «Арретир. ЦГВ» восстановить ЦГВ;

в) обогрев рулевых машин независимо от температуры окружающей среды.

Кроме того, необходимо расстопорить рули и элероны самолета и убедиться в том, что органы управления перемещаются свободно.

Включение автопилота в полете

Включение автопилота в воздухе, как правило, производится в горизонтальном полете на высоте не менее 1000 м. Автопилот можно включать и в режиме набора высоты или снижения.

Включение автопилота в горизонтальном полете необходимо производить в следующем порядке:

а) при установившейся крейсерской скорости отбалансировать рули и элероны триммерами;

б) включить выключатель «Подгот. АП» на пульте управления автопилота;

в) при горящей или мигающей лампе «Готовн. вкл. АП» включить автопилот кратковременным нажатием кнопки «Вкл. АП», после этого лампа «Готовн. вкл. АП» погаснет, а рули и элероны зафиксируются.

Корректор высоты включается кратковременным нажатием кнопки «Вкл. КВ». При этом сигнальная лампа «Готовн. вкл. КВ» погаснет. Включение корректора высоты, как правило, должно производиться при горящей лампе «Готовн. вкл. КВ».

В момент включения автопилота пилоту необходимо быть особенно внимательным и осуществлять управление самолетом до полной уверенности в исправной работе автопилота.

Выполнение набора высоты и снижения при включенном автопилоте

Изменение высоты полета самолета производится с пульта управления автопилота рукояткой «Спуск-подъем». При этом максимальное изменение угла тангажа от рукоятки возможно в пределах $\pm 17°$.

В момент отклонения рукоятки «Спуск-подъем» на спуск или на подъем корректор высоты автоматические выключается.

По окончании набора высоты или снижения рукояткой «Спуск-подъем» необходимо вывести самолет в горизонтальный полет. Если высота была изменена на большую величину (более 4000 м), то необходимо выключить автопилот, отбалансировать рули триммерами, установить рукоятку «Спуск-подъем» в среднее положение, а затем вновь включить автопилот. При необходимости включают корректор высоты.

Выполнение координированного разворота

Развороты и довороты осуществляются рукояткой «Разворот», расположенной на пульте управления автопилота.

При вводе самолета в разворот рукоятку «Разворот» отклоняют от положения «0» на величину, необходимую для создания требуемого крена при развороте.

Рукоятка «Разворот» имеет два упора. При ее отклонении до первого упора заданный крен самолета будет составлять $15 \pm 2°$, а при отклонении до второго упора — $20 \pm 2°$.

Для прекращения разворота самолета рукоятку «Разворот» необходимо возвратить в исходное положение.

Выключение автопилота

Выключение автопилота должно производиться в том режиме, в котором он был включен.

В нормальных условиях автопилот выключается выключателем «Подгот.» на пульте управления автопилота. В экстренном случае автопилот может быть выключен нажатием одной из кнопок быстрого отключения, установленных на штурвалах. При таком отключении автопилота необходимо выключатель «Подгот.» на пульте управления перевести в положение «Откл. АП». Автопилот может быть выключен выключателем АЗС «Питание АП».

В схеме автопилота предусмотрено раздельное выключение стабилизаций. При установке выключателя «Поперечн.» в положение «Откл.» руль направления и элероны освобождаются от автоматического управления. Повторное включение выключателя «Поперечн.» разрешается.

При установке выключателя «Продольн.» в положение «Откл.» руль высоты освобождается от автоматического управления. Повторное включение выключателя «Продольн.» не разрешается. Для повторного включения выключателя «Продольн.» необходимо выключить автопилот, включить выключатель «Продольн.», отбалансировать руль высоты триммером, а затем вновь включить автопилот.

16.2. АВТОПИЛОТ АП-28Л1

16.2.1. Назначение и приборный состав автопилота

Автопилот АП-28Л1 устанавливается на самолете Ан-24. Он предназначен для автоматической стабилизации полета самолета и управления самолетом в воздухе. В отличие от других вариантов автопилота АП-28 данный вариант имеет электрические рулевые машины и систему автоматического триммирования руля высоты.

Автопилот позволяет осуществлять:

— автоматический полет самолета по ортодромии при совместной работе автопилота с гирополукомпасом ГПК-52АП или по лок-

содромпп при совместной работе автопилота с гироиндукционным компасом ГИК-1 с переключением ГПК-52АП на ГИК-1 и обратно без отключения автопилота;

— стабилизацию высоты полета при включенном корректоре высоты;

— набор высоты и снижение;

— выполнение координированных разворотов и приведение самолета к горизонтальному положению;

— автоматические довороты самолета на углы до 120°;

— автоматическое триммирование руля высоты;

— отключение рулевой машины руля высоты с переводом этого канала в режим согласования;

— ручное управление самолетом с помощью штурвала, колонки и педалей при нажатии кнопки совмещенного управления с переводом на это время всех трех каналов в режим согласования.

В комплект автопилота входят:

1. Агрегат управления АУ-1056 . . . . 1 шт.
2. Блок датчиков угловых скоростей ДУ-970В . . . . 1 шт.
3. Корректор высоты КВ-11 . . . . 1 шт.
4. Блок связи с курсовой системой БС-1408В . . . . 1 шт.
5. Усилитель рулевых машин 5026Б . . . . 1 шт.
6. Рулевая машина 5023Б . . . . 3 шт.
7. Датчик предельных отклонений руля ДПОР-1158А . . . . . 2 шт.
8. Блок триммирования БТ-1426А . . . . 1 шт.
9. Триммерная машина 5061Б . . . . 1 шт.
10. Пульт управления ПУ-1248 . . . . 1 шт.
11. Блок усилителей фазочувствительных 5185ТБ . . . . . . 1 шт.
12. Блок реле БР-1444 . . . . 1 шт.
13. Задатчик курса ЗК-2 . . . . 1 шт.
14. Кнопки отключения 512 . . . . 2 шт.

Автопилот АП-28Л1 работает совместно с гироиндукционным компасом ГИК-1 или с гирополукомпасом ГПК-52АП и с дистанционным авиагоризонтом АГД-1, которые в комплект автопилота не входят, а являются штатным оборудованием самолета. Гироиндукционный компас ГИК-1 и гирополукомпас ГПК-52АП в автопилоте используются в качестве датчиков угла рыскания, а авиагоризонт АГД-1 — датчика крена и тангажа.

16.2.2. Законы управления и принцип действия автопилота в режиме стабилизации

Автопилот АП-28Л1 является статическим и имеет три канала управления: руля высоты, элеронов и руля направления. В нем применено управление по углу и угловой скорости в каналах руля высоты и элеронов и по углу и угловому ускорению в канале руля направления при жесткой обратной связи во всех трех каналах. Кроме того, при включении корректора высоты автопилот

осуществляет стабилизацию высоты полета самолета по сигналам, пропорциональным отклонению высоты от заданной.

В режиме стабилизации во всех трех каналах управления отсутствуют перекрестные связи. Поэтому законы управления автопилота в режиме стабилизации имеют следующий вид:

$$\left.\begin{aligned} \delta_в &= k_\vartheta \vartheta + k_{\dot\vartheta}\dot\vartheta + k_h h; \\ \delta_э &= k_\gamma \gamma + k_{\dot\gamma}\dot\gamma; \quad \delta_н = k_\psi \psi + k_{\ddot\psi}\ddot\psi, \end{aligned}\right\} \qquad (16.1)$$

где $\delta_в$, $\delta_э$, $\delta_н$ — углы отклонения руля высоты, элеронов и руля направления соответственно; ϑ, γ, ψ — углы отклонения самолета по тангажу, крену и направлению соответственно; k_ϑ, k_γ, k_ψ — передаточные числа по соответствующим углам; $\dot\vartheta$, $\dot\gamma$ — угловые скорости самолета по тангажу и крену соответственно; $k_{\dot\vartheta}$, $k_{\dot\gamma}$ — передаточные числа по соответствующим угловым скоростям; $\ddot\psi$ — угловое ускорение самолета по рысканию; $k_{\ddot\psi}$ — передаточное число по угловому ускорению; h — отклонение высоты от заданной; k_h — передаточное число по высоте.

Функциональная схема автопилота АП-28Л1 в режиме стабилизации в соответствии с законами управления (16.1) представлена на рис. 16.9.

Датчиком углов крена и тангажа является авиагоризонт АГД-1, а датчиком угла рыскания — гироиндукционный компас ГИК-1 или гирополукомпас ГПК-52АП. Датчиками угловых скоростей самолета служат три гироскопа с двумя степенями свободы, помещенные в одном блоке, а датчиком отклонения высоты — корректор высоты КВ-11.

Рассмотрим принцип действия автопилота в режиме стабилизации.

С т а б и л и з а ц и я с а м о л е т а п о к р е н у. На суммирующее устройство

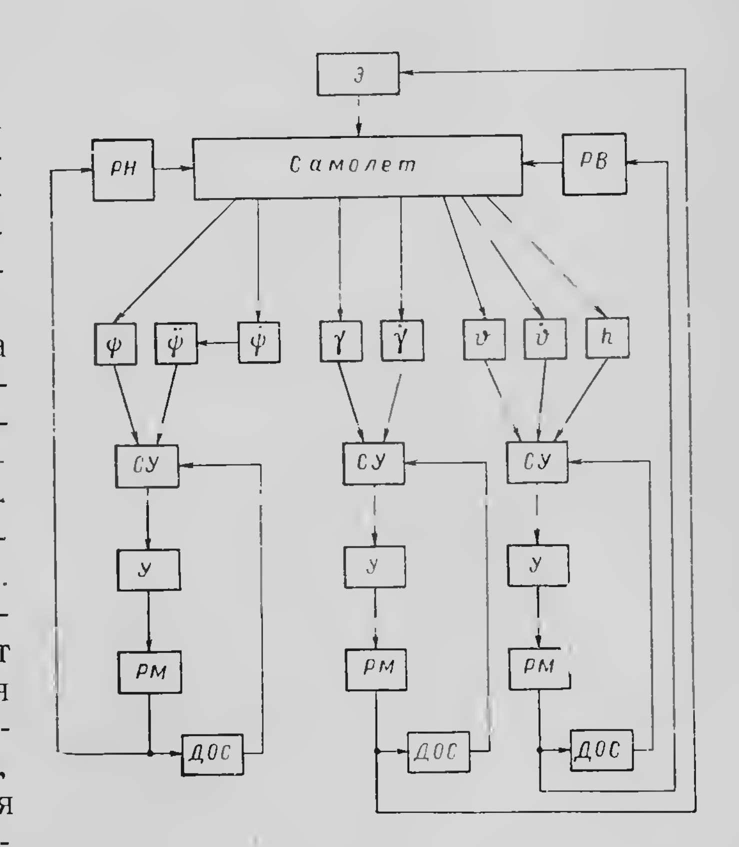


Рис. 16.9. Функциональная схема автопилота АП-28Л1 в режиме стабилизации:

ψ, $\ddot\psi$, $\dot\psi$, γ, $\dot\gamma$, ϑ, $\dot\vartheta$, h—датчики соответствующих параметров; СУ—суммирующее устройство; У—усилитель; РМ—рулевая машина; ДОС—датчик обратной связи; Э—элероны; РН—руль направления; РВ—руль высоты

канала крена поступают напряжения, пропорциональные соответственно углу крена, угловой скорости отклонения самолета по крену и углу отклонения элеронов (сигнал обратной связи). В установившемся режиме сумма всех этих напряжений равна нулю и рулевая машина удерживает элероны в исходном положении, соответствующем заданному режиму полета.

При отклонении самолета по крену от стабилизируемого положения на выходе суммирующего устройства появится напряжение, которое усиливается в усилителе и подается на рулевую машину. Рулевая машина отклоняет элероны и одновременно передает движение на датчик обратной связи. С датчика обратной связи на вход усилителя поступает напряжение, противоположное по знаку напряжению подаваемому с датчика крена. Элероны будут отклоняться до тех пор, пока суммарное напряжение не станет равным нулю.

Под действием отклоненных элеронов самолет возвращается в исходное положение, а суммарное напряжение получает противоположный знак. В результате этого рулевая машина возвращает элероны в исходное положение.

Возвращение самолета в исходное положение происходит с колебаниями. Уменьшению этих колебаний и сокращению времени переходного процесса способствует сигнал, пропорциональный угловой скорости. По окончании переходного процесса самолет и элероны вернутся в исходное положение.

Наличие жесткой отрицательной обратной связи обеспечивает отклонение элеронов пропорционально суммарному сигналу, поступающему на суммирующее устройство с датчиков γ и $\dot{\gamma}$.

С т а б и л и з а ц и я   с а м о л е т а   п о   т а н г а ж у   и   в ы с о т е. Процесс стабилизации самолета по тангажу несколько отличается от процесса стабилизации его по крену.

Автоматическая стабилизация самолета по крену связана с его поворотом относительно продольной оси, а автоматическая стабилизация по тангажу связана как с поворотом самолета относительно поперечной оси, т. е. изменением угла тангажа, так и с поворотом вектора скорости.

Повороты вектора скорости и продольной оси самолета взаимно связаны через угол атаки, от которого зависят величина продольного момента собственной устойчивости и величина подъемной силы.

Рассмотрим стабилизацию самолета по тангажу, считая неизменным направление вектора скорости. В установившемся режиме сумма напряжений, подаваемых на вход суммирующего устройства (см. рис. 16.9) с датчиков ϑ, $\dot{\vartheta}$, h и ДОС, равна нулю. При отклонении самолета по тангажу на вход суммирующего устройства поступают напряжения с датчиков ϑ и $\dot{\vartheta}$, которые усиливаются в усилителе и подаются на рулевую машину руля высоты. Происходит отклонение руля высоты.

Под действием момента руля высоты самолет возвращается к исходному положению. Одновременно с этим к исходному положению возвращается и руль высоты.

При отклонении самолета по тангажу изменяется угол атаки, а следовательно, появляется момент $M_{z\alpha}$ собственной устойчивости самолета, совпадающий по знаку с моментом руля. Появление момента $M_{z\alpha}$ является главным отличием процесса стабилизации самолета по тангажу от процесса стабилизации по крену.

Управление по угловой скорости в канале руля высоты применяется для тех же целей, что и в канале элеронов.

Рассмотрим теперь стабилизацию высоты полета самолета. Для осуществления стабилизации высоты полета в схему канала руля высоты (см. рис. 16.9) введен датчик h отклонения высоты, роль которого выполняет корректор высоты.

При отклонении самолета от заданной высоты полета с датчика h снимается напряжение, пропорциональное этому отклонению, и подается на суммирующее устройство, в котором оно суммируется с другими напряжениями. Затем усиленное в усилителе напряжение подается на рулевую машину руля высоты. Происходит поворот руля высоты и под действием его момента отклонение самолета по тангажу, а следовательно, и изменение угла атаки. Изменение угла атаки вызывает приращение подъемной силы самолета.

Под действием приращения подъемной силы происходит поворот вектора скорости и искривление траектории движения самолета в вертикальной плоскости в направлении уменьшения отклонения высоты. После окончания переходного процесса самолет займет стабилизируемое положение по высоте.

С т а б и л и з а ц и я   с а м о л е т а   п о   к у р с у. Отклонение продольной оси самолета от заданного курса воспринимается гирополукомпасом ГПК-52АП или гироиндукционным компасом ГИК-1. Сигнал, пропорциональный углу рыскания самолета, поступает на суммирующее устройство канала руля направления с ГПК-52АП непосредственно, а с ГИК-1 — через блок связи. Сигнал с датчика угловой скорости поступает на суммирующее устройство через фильтр, который представляет собой дифференцирующее звено.

Рассмотрим стабилизацию самолета по курсу при работе автопилота с гирополукомпасом ГПК-52АП (см. рис. 16.9).

При отклонении самолета от заданного курса на суммирующее устройство канала руля направления с ГПК-52АП поступает напряжение, пропорциональное углу рыскания. Это вызывает отклонение руля направления. Под действием момента руля самолет возвращается к заданному курсу.

Отклонение самолета от заданного курса приводит к появлению угла скольжения и момента флюгерной устойчивости, совпадающего по знаку с моментом руля и способствующего возвращению самолета к исходному положению.

Особенность канала руля направления состоит в том, что сигнал с датчика угловой скорости поступает на суммирующее устройство через фильтр (диффиренцирующее звено), т. е. только при изменении угловой скорости. Если же самолет будет отклоняться по курсу с постоянной угловой скоростью, то с датчика угловой скорости сигнал на суммирующее устройство не поступает.

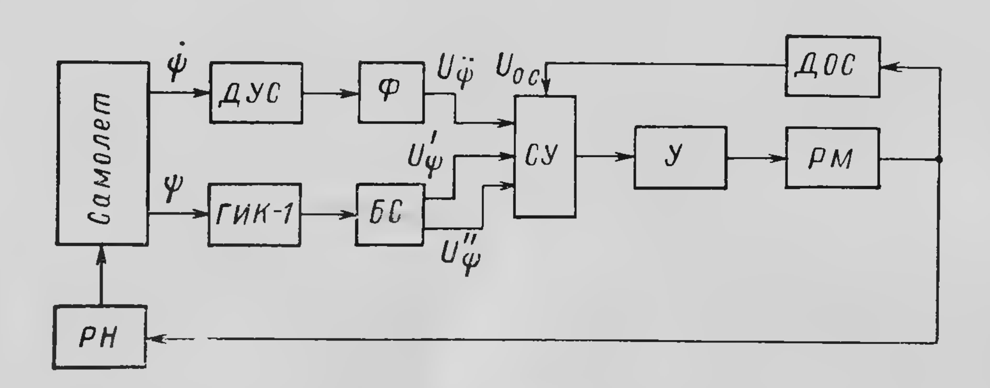


Рис. 16.10. Функциональная схема канала руля направления автопилота АП-28Л1 при работе с гироиндукционным компасом ГИК-1

Рассмотрим теперь стабилизацию самолета по курсу в случае, когда автопилот работает с гироиндукционным компасом ГИК-1 (рис. 16.10).

Сигнал, пропорциональный углу рыскания, с ГИК-1 поступает в блок связи БС, в котором формируются напряжения U'_{ψ} и U''_{ψ}. Эти напряжения затем подаются на суммирующее устройство.

Напряжение U'_{ψ} пропорционально углу рыскания, а напряжение U''_{ψ} пропорционально интегралу угла рыскания во времени.

Такое построение схемы позволяет уменьшить остаточные отклонения самолета по курсу при наличии постоянно действующего возмущающего момента. Закон управления в канале руля направления для данного случая имеет вид

$$\delta_н = k_{\psi}\left(\psi + \int_0^t \psi dt\right) + k_{\ddot{\psi}}\ddot{\psi}.$$

16.2.3. Принцип действия автопилота в режимах согласования, управления, доворотов и автоматического триммирования

Режим согласования

Перед включением автопилота может быть такое положение, при котором сигналы датчиков (угла, угловой скорости и обратной связи) в сумме не равны нулю. В этом случае при включении автопилота на рулевую машину поступит сигнал, что приведет к отклонению руля и изменению режима полета самолета.

Чтобы избежать этого, автопилот по всем трем каналам имеет режим согласования — автоматическую подготовку к включению рулевой машины.

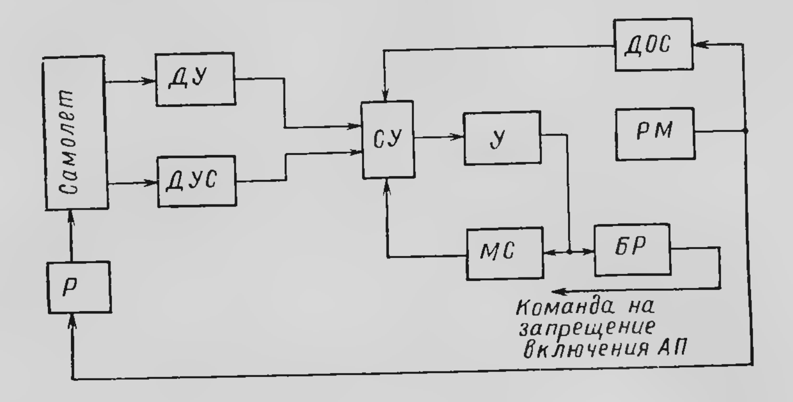


Рис. 16.11. Функциональная схема одного канала автопилота АП-28Л1 в режиме согласования

В режиме согласования (рис. 16.11) суммарный сигнал датчиков угла ДУ, угловой скорости ДУС и обратной связи ДОС, усиленный усилителем, подается на механизм согласования МС и реле блокировки БР.

Механизм согласования вырабатывает сигнал, равный по величине и противоположный по знаку суммарному сигналу, поступающему от датчиков. Этот сигнал подается на суммирующее устройство и компенсирует сигналы датчиков. В этом случае сигнал на выходе усилителя становится равным нулю, обеспечивая безрывковое включение рулевой машины.

Сигнал, поступающий на реле блокировки, вызывает его срабатывание, и реле выдает команду, запрещающую включение автопилота. Если согласование в схеме произошло, то блокировочное реле отпускает и выдается команда, разрешающая включение автопилота.

Режим управления

В автопилоте АП-28Л1 управление осуществляется с помощью переключателей «Спуск-подъем» и рукоятки «Разворот», расположенных на пульте управления автопилота.

Переключателем «Спуск-подъем» осуществляется управление самолетом по тангажу. Нажатию переключателя «Спуск-подъем» соответствует постоянная скорость изменения положения самолета по тангажу (постоянная угловая скорость изменения угла тангажа). Такое управление называется управлением по скорости.

Пилот нажатием переключателя «Спуск-подъем» на пульте управления ПУ отключает корректор высоты и подает питание на управляющую обмотку электродвигателя механизма согласования МС (рис. 16.12). Механизм согласования вырабатывает линейно нарастающий сигнал. Этот сигнал поступает на суммирующее устройство и вызывает отклонение руля высоты, а следовательно, и отклонение самолета по тангажу. Самолет отклоняется по тангажу до тех пор, пока переключатель «Спуск-подъем» находится в нажатом состоянии.

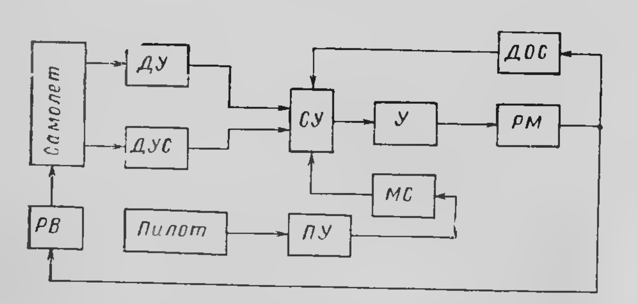


Рис. 16.12. Функциональная схема автопилота при управлении по тангажу

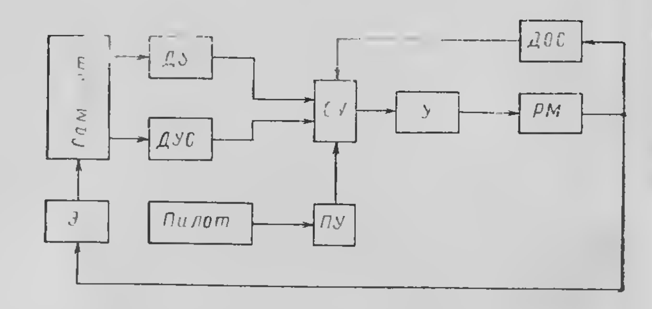


Рис. 16.13. Функциональная схема автопилота при управлении разворотом самолета

Для прекращения эволюции самолета по тангажу необходимо отпустить переключатель «Спуск-подъем», который самостоятельно возвращается в нейтральное положение. В этом положении переключателя механизм согласования останавливается и поворот самолета по тангажу прекращается. Самолет окажется отклоненным по тангажу на некоторый угол и будет продолжать полет с этим углом.

Выполнение координированного разворота самолета осуществляется поворотом рукоятки «Разворот». При отклонении этой рукоятки на пульте управления ПУ на суммирующее устройство канала элеронов подается сигнал, пропорциональный углу ее отклонения (рис. 16.13).

В этом случае отклонение самолета по крену будет пропорционально углу отклонения рукоятки. Такое управление называется управлением по положению. При возвращении рукоятки «Разворот» в исходное положение самолет также принимает исходное положение.

Дело в том, что при отклонении рукоятки управляющий сигнал вызывает отклонение элеронов, а следовательно, и поворот самолета по крену. По мере поворота самолета на суммирующее устройство поступает нарастающий сигнал с датчика угла ДУ. Этот сигнал по знаку противоположен управляющему сигналу. Следовательно, по мере отклонения самолета по крену элероны будут возвращаться в исходное положение. При равенстве управляющего сигнала сигналу датчика угла движение самолета по крену прекратится.

Наличие крена самолета вызывает появление боковой составляющей аэродинамической силы, под действием которой происходит разворот самолета. При отклонении рукоятки «Разворот» выдаются сигналы в каналы руля высоты и руля направления. В канал руля направления подается управляющий сигнал для обеспечения координированного разворота, а в канал руля высоты — для отклонения руля высоты на некоторый угол вверх и предотвращения потери высоты из-за уменьшения вертикальной составляющей подъемной силы.

В канале руля направления отключается сигнал от датчика угла, чтобы он не препятствовал изменению курса. Возникающий сигнал в датчике угловой скорости канала руля направления не препятствует развороту, так как он проходит через фильтр и при постоянной угловой скорости разворота равен нулю. В случае, если разворот самолета протекает с переменной угловой скоростью, то сигнал с датчика угловой скорости проходит через фильтр и препятствует изменению угловой скорости разворота. Этот сигнал обеспечивает разворот самолета с постоянной угловой скоростью.

Режим доворотов

В этом режиме осуществляются автоматические довороты на углы до 120° с помощью специального задатчика курса.

Для выполнения доворота необходимо кремальерой развернуть шкалу задатчика курса на нужный курс. Затем переключатель «ГПК-ГПК-Разворот» на пульте управления поставить в положение «Разворот». В этом случае сигнал управления от задатчика курса поступает в канал элеронов. Рулевая машина отклоняет элероны, вызывая крен самолета и, следовательно, его разворот.

При подходе к заданному курсу сигнал, поступающий с задатчика курса в канал элеронов автопилота, будет уменьшаться и при достижении заданного курса станет равным нулю. Самолет выйдет из крена и доворот будет окончен.

Режим совмещенного управления

Совмещенное управление предусмотрено для того, чтобы при необходимости пилот мог легко и быстро перейти к ручному управлению. Для этого на штурвале установлена кнопка совмещенного управления, при нажатии которой отключаются корректор высоты и питание электромагнитных муфт рулевых машин автопилота. Автопилот переводится в режим согласования, а пилот может свободно отклонять штурвал, колонку и педали и управлять самолетом вручную.

После отпускания кнопки совмещенного управления автоматически включается автопилот. При этом автопилот приводит самолет к нулевому крену и стабилизирует по тангажу с углом, имевшимся к моменту отпускания кнопки совмещенного управления.

Во время совмещенного управления зеленая лампа «Включен» на пульте управления продолжает гореть.

Для стабилизации высоты полета после перехода от совмещенного управления к автоматическому необходимо включить корректор высоты.

Режим автоматического триммирования

Автопилот АП-28Л1 осуществляет автоматическое управление триммером руля высоты с помощью электрической триммерной машины ТМ (рис. 16.14).

Автоматическое триммирование обеспечивает отсутствие рывка руля высоты при отключении автопилота и переходе к ручному управлению.

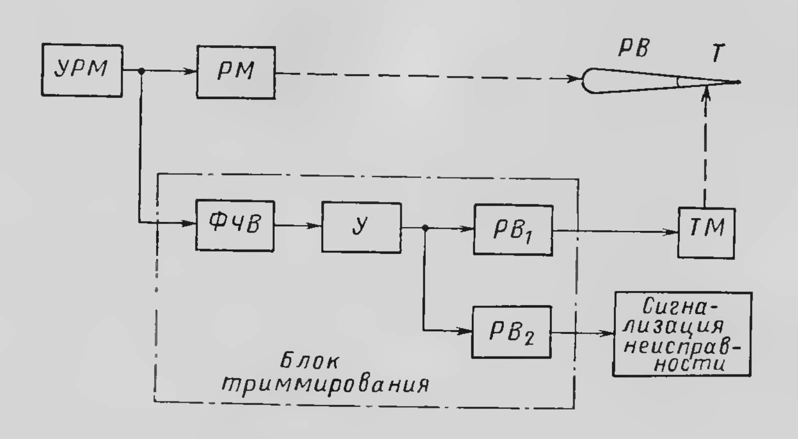


Рис. 16.14. Функциональная схема автоматического управления триммером руля высоты

Для удержания руля высоты в балансировочном положении, которое изменяется с изменением режима полета и центровки, рулевая машина РМ руля высоты создает момент. Этот момент зависит от напряжения, поступающего с выхода усилителя УРМ в рулевую машину.

Блок триммирования измеряет величину и определяет фазу напряжения, поступающего на вход рулевой машины руля высоты. При достижении напряжения определенной величины триммерная машина с задержкой, равной $0{,}7\pm0{,}2$ с, включается и отклоняет триммер в сторону компенсации шарнирного момента. Временная задержка обеспечивается с помощью реле времени $РВ_1$. Она необходима для того, чтобы триммер не отклонялся при кратковременных усилиях.

Неисправность автоматического триммирования контролируется с помощью сигнализации, которая работает с задержкой времени, равной $8\pm1{,}5$ с. Эта временная задержка обеспечивается с помощью реле времени $РВ_2$.

Длительное горение, более 30 с, сигнальной лампы «На себя» или «От себя» на пульте управления указывает на неисправность автотриммера. При повороте триммера на угол 6° вниз или на 14,3° вверх концевые выключатели триммерной машины отключают ее. При управлении самолетом по тангажу нажатием переключателя «Спуск-подъем» автоматическое триммирование отключается.

Режим приведения самолета к горизонту

В случае необходимости приведения самолета к горизонту по крену и тангажу нажимается кнопка «Горизонт», расположенная на пульте управления.

Рассмотрим режим приведения к горизонту на примере канала элеронов. Допустим, что самолет совершает разворот с некоторым креном. В этом случае сигнал, поступающий с механизма согласования на суммирующее устройство, скомпенсирован сигналом, поступающим с авиагоризонта АГД-1.

При нажатии кнопки «Горизонт» механизм согласования переводится в режим, при котором его сигнал постепенно уменьшается до нулевого значения. Сигнал АГД-1, больший сигнал механизма согласования, вызывает отклонение элеронов, в результате чего самолет выводится из крена.

Аналогично работает в режиме приведения к горизонту и канал руля высоты. После приведения самолета к горизонту по тангажу автоматически включается корректор высоты.

Если после приведения самолета к горизонту необходимо снова управлять самолетом, то следует нажать кнопку «Включение АП».

16.2.4. Назначение и принцип действия отдельных агрегатов автопилота

Блок датчиков угловых скоростей (рис. 16.15) предназначен для измерения угловых скоростей поворота самолета относительно трех его осей и преобразования их в электрические напряжения, пропорциональные этим скоростям. Блок состоит из трех независимых датчиков угловых скоростей, чувствительным элементом которых является гироскоп с двумя степенями свободы.

Датчики угловых скоростей расположены в блоке так, что ось чувствительности каждого из них оказывается параллельной соответствующей оси самолета. Описание принципа действия датчика угловой скорости дано в гл. 4. Особенностью датчика угловой скорости автопилота АП-28Л1 является то, что в нем на оси прецессии для преобразования угла поворота гироскопа в напряжение применен индукционный датчик. С этого датчика снимается напряжение переменного тока, пропорциональное углу поворота гироскопа относительно оси прецессии в пределах ±6°.

Агрегат управления представляет собой устройство, в котором сосредоточены элементы автопилота, обеспечивающие

электрическую связь агрегатов автопилота между собой; преобразование, суммирование и усиление управляющих сигналов; автоматическое согласование автопилота; необходимые переключения и блокировки на всех режимах работы автопилота.

Агрегат управления конструктивно имеет блочное исполнение, что позволяет несколько упростить его техническое обслуживание и в случае необходимости быстро заменить вышедшие из строя его элементы. Элементы агрегата управления по их принадлежности к соответствующим каналам размещены в трех самостоятельных блоках (кассетах) агрегата: крена, тангажа и направления.

Рис. 16.15. Схема расположения гироскопов в блоке датчиков угловых скоростей

В каждой кассете установлены следующие элементы:

механизм согласования; выпрямитель фазочувствительный; магнитный усилитель; ламповый усилитель; полупроводниковый усилитель (только в кассете крена).

Для удобства технического обслуживания все подстроечные потенциометры, контрольные разъемы и выводной жгут размещены на лицевой стороне кассеты.

Рулевая машина является исполнительным органом автопилота и предназначена для перемещения рулей самолета и для удержания их в заданном положении.

Рулевая машина (рис. 16.16) состоит из двигателя-генератора ДГ, муфты пересиливания МП, редуктора, электромагнитной муфты сцепления ЭММ, звездочки з для механической связи с рулем и датчика обратной связи ДОС.

Управляющий сигнал с усилителя рулевой машины подается на управляющую обмотку двухфазного асинхронного электродвигателя, обмотка возбуждения которого включена постоянно. Электродвигатель передает движение на звездочку через муфту пересиливания и электромагнитную муфту сцепления.

Муфта пересиливания фрикционного типа служит для ограничения момента, развиваемого рулевой машиной. С помощью электромагнитной муфты осуществляется механическая связь выходного вала рулевой машины с электродвигателем при включении автопилота.

В одном корпусе с электродвигателем рулевой машины вмонтирован двухфазный асинхронный тахогенератор, который вырабатывает сигнал, пропорциональный скорости вращения рулевой машины.

С выходным валом рулевой машины через редуктор соединены щетка потенциометра, являющегося датчиком жесткой обратной связи, и кулачок концевого выключателя КВ. Концевой выключатель отключает обмотку возбуждения электродвигателя при отклонении выходного вала рулевой машины от среднего положения на угол ±74—80°. Это приводит к остановке электродвигателя в крайних положениях выходного вала рулевой машины.

Триммерная машина (рис. 16.17) предназначена для управления триммером руля высоты самолета.

Пуск и реверсирование электродвигателя триммерной машины осуществляется по сигналам, поступающим с выхода усилителя рулевой машины руля высоты. Электродвигатель Д через редуктор и электромагнитную муфту ЭММ передает движение на звездочку з, которая связана с триммером руля высоты самолета. При снятии напряжения с электромагнитной муфты сцепления выходной вал триммерной машины со звездочкой отключается от электродвигателя.

Концевые выключатели КВ отключают обмотку возбуждения электродвигателя при отклонении выходного вала триммерной машины от среднего положения на угол ±940°. Это приводит к остановке электродвигателя в крайних положениях выходного вала триммерной машины.

Пульт управления предназначен для включения и выключения питания автопилота, контроля за его работой и выполнения некоторых операций по управлению и настройке автопилота.

Элементы, указанные на рис. 16.18, имеют следующее назначение:

— выключатель «Питание» служит для замыкания цепи питания автопилота;

— желтая сигнальная лампа «Готов» сигнализирует об окончании процесса согласования во всех трех каналах автопилота и готовности его к включению;

— кнопкой «Включение АП» включают автопилот;

— зеленая сигнальная лампа «Включен» сигнализирует о включении автопилота;

— кнопка «КВ» служит для включения питания электромагнитной муфты корректора высоты, т. е. для включения корректора высоты, а зеленая сигнальная лампа «КВ» сигнализирует о включении корректора высоты;

— кнопка «Горизонт» служит для приведения самолета к горизонту;

— рукоятка «Разворот» служит для управления разворотом самолета по курсу через автопилот;

— переключатели «Спуск-подъем» служат для управления самолетом по тангажу через автопилот;

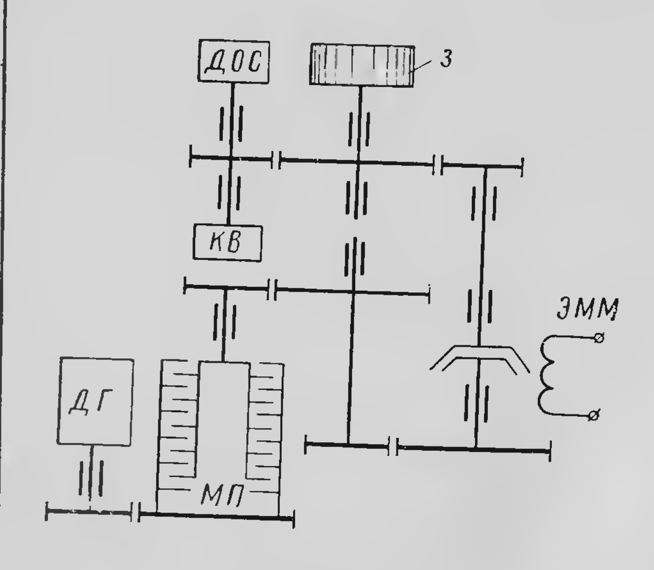


Рис. 16.16. Кинематическая схема рулевой машины

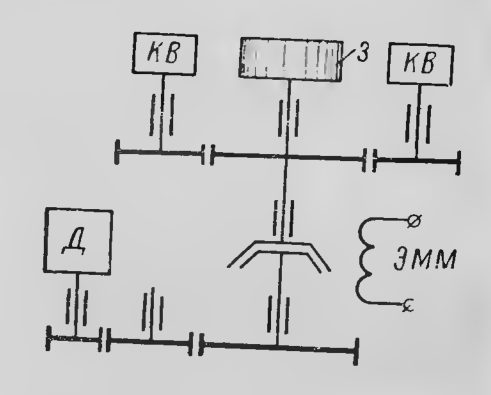


Рис. 16.17. Кинематическая схема триммерной машины

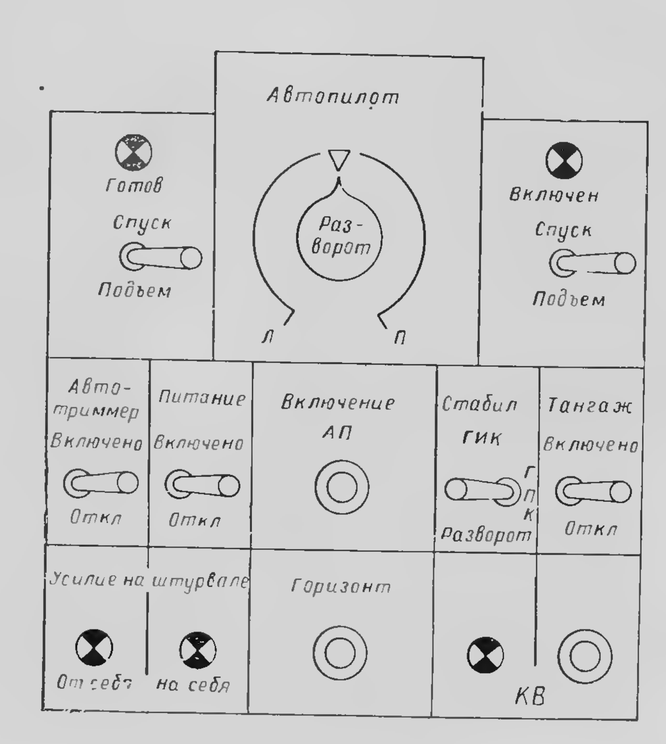


Рис. 16.18. Схема лицевой стороны пульта управления автопилота АП-28Л1

— выключателем «Тангаж» отключают канал руля высоты при заходе на посадку;

— переключателем «ГИК-ГПК-Разворот» подключают к автопилоту либо ГИК-1, либо ГПК-52АП, либо задатчик курса ЗК-2;

— выключатель «Автотриммер» служит для включения системы автоматического триммирования руля высоты;

— желтые лампы «От себя» и «На себя» сигнализируют о наличии и направлении усилия на колонке при неисправности автотриммера.

16.2.5. Эксплуатация автопилота в полете

Проверка автопилота экипажем самолета перед полетом

Проверка автопилота перед полетом выполняется экипажем в два этапа: перед запуском двигателей и после их запуска.

Перед запуском двигателей необходимо:

— убедиться, что выключатель «Питание» на пульте управления автопилота установлен в положение «Откл.», выключатель «Тангаж» — в положение «Включено», переключатель «ГИК-ГПК-Разворот» — в положение ГИК или ГПК и рукоятка «Разворот» установлена в нейтральное положение;

— включить автоматы защиты «АЗС» и выключатели, необходимые для работы гироиндукционного компаса ГИК-1, гирополукомпаса ГПК-52АП, авиагоризонта АГД-1 и автопилота;

— расстопорить органы управления и проверить их свободный ход, отклоняя от одного крайнего положения до другого; они должны перемещаться свободно.

После запуска двигателя необходимо:

— включить выключатель «Питание» на пульте управления автопилота; через 10—100 с должна загореться желтая лампа «Готов», установленная на пульте управления;

— проверить по указателю правого пилота нормальную работу АГД-1, согласовать компас ГИК-1 и гирополукомпас ГПК-52АП;

— поочередно и резко отклонять органы управления самолета от нейтрального положения не более чем на половину их хода; при этом желтая лампа «Готов» должна гаснуть, а после прекращения движения органов управления загораться;

— установить органы управления в нейтральное положение;

— нажать кнопку «Включение АП»; при этом желтая лампа «Готов» должна погаснуть, а зеленая лампа «Включен» — загореться;

— прикладывая усилия к штурвалу, колонке и педалям, убедиться, что рулевые машины включены и препятствуют перемещению органов управления самолета;

— выключатель «Автотриммер» на пульте управления поста-

вить в положение «Включено»; убедиться по горению табло и штурвальчику триммера в правильности направления отклонения триммера (штурвал «На себя» — штурвальчик — «От себя», и наоборот);

— повернуть рукоятку «Разворот» влево или вправо, при этом штурвал должен отклоняться в соответствующую сторону; переключатель «Спуск-подъем», установить в положение «Спуск» или «Подъем», при этом колонка управления должна отклоняться в соответствующую сторону; оставить колонку и штурвал отклоненными: руль высоты — не более 3°, элероны — не более 5°, не доводя их до срабатывания ДПОР;

— нажать кнопку «Горизонт», при этом органы управления самолета должны возвратиться в положение, близкое к нейтральному, и должна загореться зеленая лампа КВ пульта управления; автопилот выключается из режима управления; для перевода его в режим управления необходимо рукоятку «Разворот» поставить в нейтральное положение и нажать кнопку «Включение АП»;

— приложить усилие (около 20 кг) к штурвалу и пересилить рулевую машину элеронов, при этом рулевые машины руля направления и элеронов должны отключиться (штурвал и педали перемещаются свободно) и должно загореться табло «РМ крена и направления отключены»; для включения рулевых машин элеронов и руля направления необходимо нажать и отпустить кнопку совмещенного управления, размещенную на штурвале пилота;

— прикладывая усилие (около 30 кг) к колонке управления, произвести пересиливание рулевой машины руля высоты, при этом рулевая машина должна отключиться (колонку можно свободно перемещать) и должно загореться табло «РМ тангажа отключена»; для включения рулевой машины необходимо нажать и отпустить кнопку совмещенного управления;

— нажать кнопку отключения автопилота, расположенную на штурвале левого пилота, при этом зеленая лампа «Включен» на пульте управления автопилота должна погаснуть, а желтая «Готов» — загореться; нажать кнопку «Включение АП», при этом должна загореться зеленая лампа «Включен» и погаснуть желтая лампа «Готов»; повторить отклонение автопилота с помощью кнопки отключения, расположенной на штурвале правого пилота;

— при включенном автопилоте (горит зеленая лампа «Включен») нажать кнопку совмещенного управления, расположенную на штурвале пилота, и, прикладывая усилия к органам управления самолетом, убедиться, что рулевые машины не препятствуют их свободному перемещению; после отпускания кнопки совмещенного управления рулевые машины должны включиться;

— поставить выключатель «Тангаж» на пульте управления в положение «Отключено» и, прикладывая усилие к колонке, убедиться, что она перемещается свободно, поставить выключатель «Тангаж» в положение «Включено»;

— поворачивая штурвальчик триммера руля высоты «На себя» или «От себя», убедиться, что пересиливание автотриммера возможно;

— выключатель «Питание» поставить в положение «Отключено» и проверить свободный ход органов управления, отклоняя их от одного крайнего положения до другого.

Включение автопилота в полете

Пользование автопилотом в воздухе допускается на высоте не ниже 1000 м во всем диапазоне эксплуатационных высот и скоростей. Включение автопилота обеспечивается при углах крена до 25—30° и углах тангажа до 18—22°.

Для включения автопилота в горизонтальном полете необходимо на пульте управления включить выключатель «Питание», затем сбалансировать самолет триммерами и переключатель «ГИК-ГПК-Разворот» установить в одно из положений в зависимости от задания полета. Далее следует убедиться, что рукоятка «Разворот» находится в нейтральном положении, а выключатели «Автотриммер» и «Тангаж» — в положении «Включено».

При горящей желтой лампе «Готов» нажать кнопку «Включение АП», при этом желтая лампа «Готов» должна погаснуть, а зеленая лампа «Включен» — загореться. Включить корректор высоты нажатием кнопки «КВ».

При включении автопилота во время выполнения разворота путем нажатия кнопки «Включение АП» или при отпускании кнопки совмещенного управления (при ранее включенном автопилоте) самолет по крену приводится к горизонту, а по тангажу сохраняет заданный режим полета.

Если самолет управляется автопилотом и у пилота возникает необходимость быстрого вмешательства в управление самолетом, то ему необходимо нажать кнопку совмещенного управления, расположенную на штурвале, и перейти к ручному управлению. При отпускании кнопки совмещенного управления в горизонтальном полете автоматически включается автопилот, который в дальнейшем обеспечивает этот режим полета. При сильной болтанке самолета включать автопилот не рекомендуется.

Выполнение разворотов и доворотов

Для выполнения разворота самолета необходимо рукоятку «Разворот» повернуть в сторону разворота (влево или вправо). После этого самолет будет выполнять координированный разворот в соответствующую сторону с определенным креном, величина которого зависит от угла поворота рукоятки. Большему углу поворота рукоятки соответствует и больший крен самолета. Максимальный крен может достигать 30°.

Вывод самолета из крена с помощью рукоятки «Разворот» выполняется в два этапа. Сначала нужно рукоятку установить в первое фиксированное положение, а когда изменение крена прекратится — в нулевое положение.

Для выполнения разворотов и доворотов самолета от задатчика курса ЗК-2, установленного на приборной доске, необходимо:

а) кремальерой задатчика курса задать необходимый угол разворота (доворота) самолета по курсу (допускается угол не более 120°), совместив необходимое деление шкалы задатчика с неподвижным индексом;

б) поставить переключатель «ГИК-ГПК-Разворот» в положение «Разворот», при этом самолет будет выполнять координированный разворот на заданный угол с креном 15—19° и после окончания разворота (доворота) самолет плавно выйдет из разворота на заданный курс;

в) после окончания разворота переключатель «ГИК-ГПК-Разворот» необходимо установить в положение «ГИК» или «ГПК», сообразуясь с заданием полета.

Набор высоты или снижение

Для выполнения набора высоты или снижения нужно нажимной переключатель «Спуск-подъем» установить в положение «Подъем» или «Спуск» соответственно и удерживать его в таком положении до достижения самолетом необходимого угла тангажа. После этого нажимной переключатель необходимо отпустить, и самолет с установленным углом тангажа будет совершать набор высоты или снижение. Для вывода самолета из режима набора высоты или снижения нужно переключатель «Спуск-подъем» отклонить в противоположную сторону. При этом необходимо помнить, что управление в канале руля высоты (в канале тангажа) выполняется по угловой скорости. Отклоненному положению переключателя «Спуск-подъем» соответствует определенная скорость изменения угла тангажа самолета.

Приведение самолета в режим горизонтального полета

Для приведения самолета к горизонту необходимо нажать кнопку «Горизонт», расположенную на пульте управления. При этом самолет автоматически будет приведен по крену и тангажу в положение прямолинейного горизонтального полета. После окончания процесса приведения самолета к горизонту автоматически включится корректор высоты и загорится сигнальная лампа «КВ».

Следует иметь в виду, что после приведения самолета к горизонту управление им от рукоятки «Разворот» и переключателя «Спуск-подъем» оказывается невозможным. Для управления самолетом через автопилот необходимо включить автопилот путем нажатия кнопки «Включение АП».

Отключение автопилота

Для отключения автопилота необходимо нажать кнопку отключения автопилота, расположенную на штурвале, или поставить выключатель «Питание» на пульте управления в положение «Отключено».

Автопилот можно также отключить путем нажатия кнопки совмещенного управления. При этом происходит отключение рулевых машин, а схема автопилота переходит в режим согласования.

Особые случаи при полете самолета с включенным автопилотом

Для обеспечения безопасности полета самолета при автоматическом управлении и в случае отказов системы автоматического управления, приводящих к резкой перекладке рулей, в комплект автопилота введены датчики предельных отклонений рулей (ДПОР), а также обеспечено пересиливание рулевых машин автопилота и ограничено развиваемое ими усиление.

При отказах автопилота, вызывающих резкую перекладку элеронов на всем диапазоне эксплуатационных скоростей, автоматически отключаются рулевые машины элеронов и руля направления. При этом загорается табло «РМ крена и направления отключены».

При отказах автопилота в канале руля тангажа (по тангажу), вызывающих резкую перекладку руля высоты, автоматически отключается рулевая машина руля высоты. Одновременно загорается табло «РМ тангажа отключена».

В случае отказа одного из двигателей самолета с последующим уходом винта на авторотацию автопилот удерживает самолет от резкого кренения. Через 10—15 с крен изменяется на 3—5°.

При отказах автопилота, вызывающих перекладку элеронов или руля высоты, и при отказе одного из двигателей самолета пилоту необходимо выключить автопилот и в дальнейшем осуществлять управление самолетом без автопилота. Если в полете автопилот не выключается от датчика предельных отклонений рулей и от кнопки отключения или выключателя «Питание», то необходимо выключить автопилот аварийным выключателем.

После аварийного выключения автопилота повторое его включение не производить до выяснения и устранения неисправности.

16.3. АВТОПИЛОТ АП-40

16.3.1. Назначение и приборный состав автопилота

Автопилот АП-40 устанавливается на самолете Як-40 и предназначен для автоматической стабилизации полета самолета и управления самолетом в полете.

Включение автопилота не требует предварительной настройки и может производиться на любом курсе и при отклонении самолета по крену и тангажу на углы не более ±20 и ±15° соответственно. При включении автопилота сохраняется угол тангажа, а по крену самолет выводится к нулевому положению.

Автопилот позволяет осуществлять:

— стабилизацию самолета относительно трех его осей, т. е. по направлению, тангажу и крену;

— стабилизацию барометрической высоты полета самолета при включении корректора высоты;

— набор высоты и снижение;

— выполнение координированных разворотов;

— автоматическое триммирование руля высоты с помощью управляемого стабилизатора самолета;

— отключение рулевой машины руля высоты с переводом этого канала и режим согласования при включенной стабилизации курса и крена;

— автоматический заход на посадку по боковому каналу и полуавтоматический — по продольному каналу при совместной работе с системой траекторного управления («Привод С» или «Борт-40»);

— ручное управление самолетом при нажатии кнопки совмещенного управления с переводом на это время всех трех каналов в режим согласования.

В комплект автопилота входят:

Пульт управления ПУ	1 шт.
Блок вычислителей БВ	1 шт.
Пульт проверки автопилота ПП	1 шт.
Корректор высоты КВ-11	1 шт.
Рулевая машина РД-7А	3 шт.
Датчик обратной связи стабилизатора	1 шт.
Кнопка отключения автопилота	2 шт.
Кнопка совмещенного управления	2 шт.
Сигнальные табло	2 шт.

Пульт управления автопилота представляет собой электромеханическое устройство. На передней панели пульта (рис. 16.19) расположены кнопки-лампы с надписями «Готов», «Включен» и «Высота», выключатель «Питание», рукоятка управления автопилотом и выключатель «Тангаж».

Блок вычислителей представляет собой устройство, в котором сосредоточены элементы автопилота, обеспечивающие преобразование, суммирование и усиление управляющих сигналов, а также переключения и блокировку, необходимые для перехода на различные режимы работы автопилота. В блоке имеются также вычислители тангажа и крена, состоящие из отдельных кассет.

Пульт проверки автопилота предназначен для наземного контроля автопилота на работоспособность при предполетной и послеполетной проверке.

Рулевые машины РД-7А являются силовыми исполнительными механизмами автопилота. Все три рулевые машины выполнены одинаково и имеют такую же кинематическую схему, как и в автопилоте АП-28Л1.

Рулевая машина состоит из электродвигателя с редуктором, муфты сцепления и пересиливания, тахогенератора, датчика обратной связи и кулачкового механизма.

Датчик обратной связи стабилизатора представляет собой индукционный датчик угла, который выдает электрические сигналы, пропорциональные углу отклонения стабилизатора самолета.

Автопилот АП-40 работает совместно с авиагоризонтом АГБ-3К (правый), курсовой системой ГМК-1Г, гидрокраном стабилизатора ГА-163/16 и системой «Привод С» или «Борт-40». Вся эта аппаратура в комплект автопилота не входит, а является штатным оборудованием самолета.

Рис. 16.19. Внешний вид передней панели пульта управления

Авиагоризонт АГБ-3К в автопилоте используется в качестве датчика углов крена и тангажа, а курсовая система ГМК-1Г — в качестве датчика угла рыскания.

Гидрокран ГА-163/16 отклоняет стабилизатор самолета в сторону отклонения руля высоты и тем самым обеспечивает эффект триммирования руля высоты, т. е. обеспечивает снятие усилий в тягах руля высоты.

16.3.2. Принцип действия автопилота в различных режимах

Автопилот АП-40 (рис. 16.20) имеет три канала управления: руля высоты, элеронов и руля направления. Во всех трех каналах применено управление по углу и угловой скорости. Сигналы, пропорциональные угловым скоростям, формируются с помощью корректирующих цепей путем дифференцирования сигналов, пропорциональных соответствующим углам. В каналах руля высоты и элеронов применена изодромная обратная связь, а в канале руля направления — жесткая обратная связь.

В работе автопилота можно выделить следующие основные режимы:

1. Режим согласования — режим автоматической подготовки автопилота к включению.

2. Режим стабилизации.

3. Режим управления.

Режим согласования начинается с момента включения выключателя «Питание» на пульте управления автопилота. В этом режиме рулевые машины автопилота отключены и не оказывают влияния на органы управления самолета. Рукоятка управления должна находиться в нулевом положении, а корректор высоты выключен.

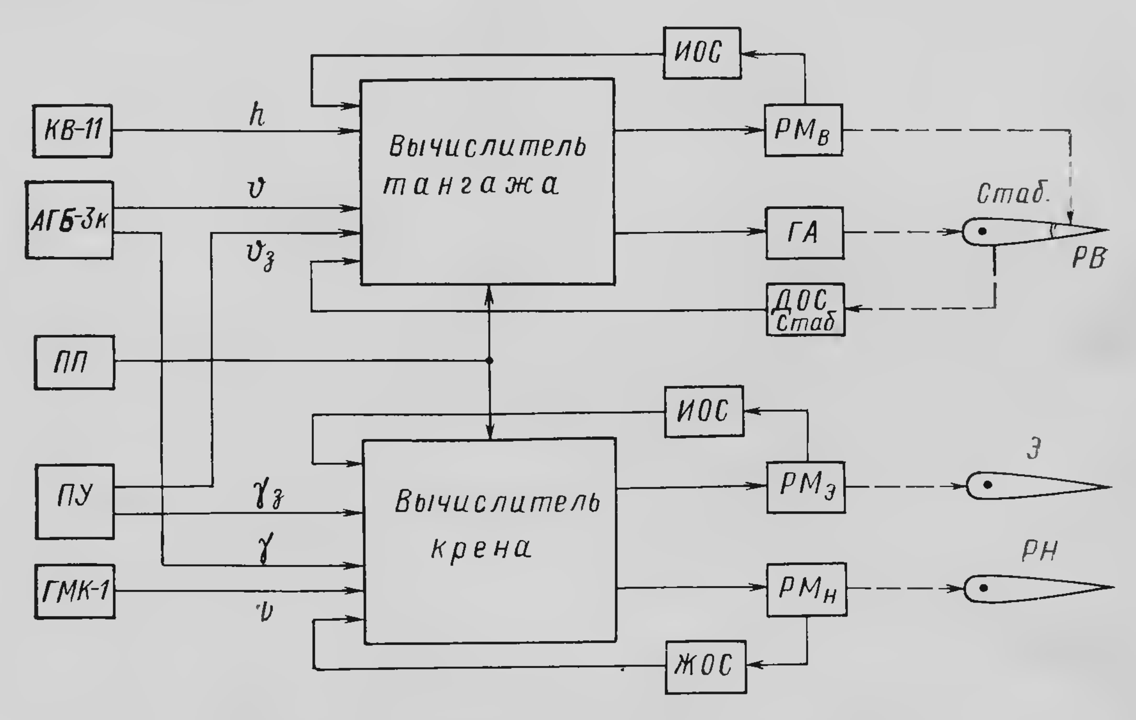


Рис. 16. 20. Функциональная схема автопилота АП-40

В режиме согласования обеспечивается обнуление сигналов, поступающих на усилители рулевых машин всех трех каналов, т. е. доведение их до минимально допустимой величины, что обеспечивает «безрывковое» включение автопилота.

По окончании режима согласования во всех трех каналах автопилота на его пульте управления загорается лампа «Готов». Для включения автопилота необходимо нажать кнопку — лампу «Включен» на пульте управления. При этом лампа «Готов» гаснет, а загорается лампа «Включен».

Режим стабилизации наступает вслед за нажатием кнопки — лампы «Включен». Если выключатель «Тангаж» в этом случае находится в положении «Включено», то подается питание на электромагнитные муфты всех трех рулевых машин и на обмотки возбуждения электродвигателей рулевых машин. Электромагнитные муфты срабатывают и соединяют рулевые машины с соответствующими рулями и элеронами.

Если до включения автопилота самолет летел с некоторым углом тангажа и совершал разворот с креном, то после включения автопилота самолет автоматически приводится к нулевому крену,

а угол тангажа сохраняется таким, каким он был в момент включения автопилота.

Режим стабилизации курса. Система стабилизации курса включается автоматически при достижении самолетом нулевого крена и осуществляется с помощью элеронов путем создания крена. При отклонении самолета по курсу возникает рассогласование между сельсином-приемником механизма согласования вычислителя крена и сельсином-датчиком, расположенным в гироагрегате курсовой системы ГМК-1Г. Сигнал рассогласования, пропорциональный углу отклонения самолета по курсу, поступает на усилитель-преобразователь и далее на рулевую машину элеронов.

Происходит отклонение элеронов, а затем и отклонение самолета по крену. Появление крена вызывает разворот самолета к исходному положению по курсу. По мере возвращения самолета к заданному курсу уменьшается и крен самолета. В момент, когда самолет вернется к первоначальному курсу, его крен окажется равным нулю.

Канал руля направления в режиме стабилизации используется в качестве демпфера рыскания. Демпфирование колебаний самолета по курсу осуществляется по сигналам, получаемым путем дифференцирования сигнала отклонения самолета по курсу.

Режим стабилизации тангажа и крена. Режим стабилизации самолета по тангажу при включенном выключателе «Тангаж» на пульте управления автопилота начинается сразу же после нажатия кнопки-лампы «Включен». Если в момент включения этой кнопки-лампы выключатель «Тангаж» был выключен, то в этом случае режим стабилизации по тангажу наступает после включения выключателя «Тангаж».

Стабилизация самолета по тангажу осуществляется следующим образом. При отклонении самолета от стабилизируемого угла тангажа происходит рассогласование между сельсином-приемником механизма согласования вычислителя тангажа и сельсином-датчиком, расположенным в авиагоризонте. Сигнал расогласования, пропорциональный углу отклонения самолета по тангажу, с ротора сельсина-приемника поступает в усилительно-преобразующее устройство вычислителя тангажа, а затем в усилитель рулевой машины. Усиленный сигнал поступает на рулевую машину тангажа, которая отклоняет руль высоты. Под действием отклоненного руля высоты самолет возвращается в стабилизируемое положение.

Демпфирование колебаний самолета по тангажу в переходном процессе осуществляется по сигналам, получаемым путем дифференцирования сигнала отклонения самолета по тангажу.

Стабилизация самолета по крену происходит аналогично стабилизации по тангажу.

Режим стабилизации высоты. Режим стабилизации высоты наступает после нажатия кнопки-лампы «Высота» на пульте управления автопилота. В этом случае срабатывает электромагнитная муфта в корректоре высоты и выход потенциометра корректора

высоты подключается к вычислителю тангажа. Одновременно на пульте управления автопилота загорается лампа «Высота».

При отклонении самолета от заданной высоты полета на вычислитель тангажа поступает сигнал, пропорциональный этому отклонению, с корректора высоты. Этот сигнал после усиления и преобразования поступает на рулевую машину руля высоты. Происходит отклонение руля. Под действием отклоненного руля высоты самолет возвращается к заданной высоте полета.

Режим управления используется для изменения траектории полета самолета при управлении самолетом через автопилот с помощью рукоятки управления.

Режим управления по курсу. Если необходимо изменить курс самолета (совершить разворот), то следует отклонить рукоятку управления по крену. Шкала имеет оцифровку от 0 до 30°. Поворот рукоятки на определенный угол по этой шкале вызывает появление примерно такого же крена самолета.

При отклонении рукоятки управления от нулевого положения по крену происходит выключение системы стабилизации по курсу, а канал руля направления переводится в режим согласования. Одновременно с индукционного датчика рукоятки поступает сигнал на усилитель вычислителя крена, затем этот усиленный сигнал поступает на рулевую машину элеронов. Рулевая машина отклоняет элероны и самолет отклоняется на заданный угол крена. При наличии крена самолет разворачивается по курсу.

Если рукоятку управления вернуть в исходное (нулевое) положение, то самолет выйдет из крена, и, следовательно, разворот самолета по курсу прекратится. С этого момента автопилот начнет стабилизировать новый курс самолета.

Режим управления по тангажу. При необходимости изменения высоты полета пилот должен отклонить рукоятку управления на пульте управления автопилота на себя или от себя. В нейтральном положении рукоятка управления удерживается пружиной.

При отклонении рукоятки управления по тангажу происходит выключение корректора высоты и лампа на пульте управления «Высота» гаснет. Управляющий сигнал от рукоятки управления поступает в механизм согласования вычислителя тангажа. Происходит поворот ротора сельсина-приемника с некоторой скоростью. Сигнал с ротора этого сельсина после усиления поступает на рулевую машину руля высоты.

Рулевая машина отклоняет руль высоты, и под действием отклоненного руля высоты самолет изменяет угол тангажа с определенной угловой скоростью. При достижении необходимого угла тангажа пилот должен отпустить рукоятку, которая под действием пружины возвращается в нейтральное положение, а самолет при этом прекращает поворот по тангажу.

Если теперь необходимо самолет перевести в режим горизонтального полета, то пилот должен отклонить рукоятку в противоположную сторону и при достижении самолетом горизонтального

полета отпустить рукоятку управления. При необходимости стабилизировать новую высоту полета пилот должен включить корректор высоты нажатием кнопки-лампы «Высота» на пульте управления автопилота.

Режим совмещенного управления. Для перехода к режиму совмещенного управления необходимо на штурвале левого или правого пилота нажать кнопку «Совмещенное управление». Если нажать и держать в таком состоянии эту кнопку, то рулевые машины всех трех каналов отключатся и автопилот переведется в режим согласования. В этом режиме пилот может управлять самолетом вручную (отклонением колонки, штурвала и педалей).

При отпускании кнопки «Совмещенное управление» в установившемся режиме и если горит лампа «Готов» на пульте управления, произойдет включение автопилота в режим стабилизации. Лампа «Готов» на пульте управления погаснет.

Отключение автопилота осуществляется выключением выключателя «Питание» на пульте управления автопилота или нажатием одной из кнопок «Откл. АП», расположенных на левом и правом штурвалах. В последнем случае автопилот переводится в режим согласования, а на пульте управления автопилота загорается лампа «Готов». После этого необходимо выключатель «Питание» на пульте управления поставить в положение «Откл.». Тогда автопилот полностью отключается и лампа «Готов» на пульте управления гаснет.

Управление стабилизатором самолета. Автоматическое управление стабилизатором (рис. 16.21) при включенном автопилоте обеспечивает эффект триммироваания руля высоты. В режиме стабилизации тангажа и высоты при длительном полете и изменении параметров полета руль высоты должен быть отклонен от начального положения на некоторый угол. Автопилот автоматически обеспечивает это отклонение, но пилот об этом информации не получает и в случае выключения автопилота руль высоты резко возвращается в начальное положение (по потоку).

Такое отклонение руля высоты при переходе к ручному управлению вызовет неожиданно для пилота резкое отклонение колонки. Для удержания колонки в исходном положении пилот должен будет приложить определенное усилие.

Для того чтобы не было рывков на колонке при выключении канала тангажа или автопилота в целом система автоматического управления отклоняет стабилизатор самолета в сторону отклонения руля, а руль при этом возвращается в исходное положение. Стабилизатор остается отклоненным и выполняет в данном случае функции руля высоты.

Для отклонения и удержания в отклоненном положении руля высоты РВ на вход рулевой машины РМ с вычислителя тангажа поступает управляющий сигнал. Одновременно этот сигнал поступает на преобразователь П и далее, в зависимости от полярности, на магнитное реле $МР_1$ или $МР_2$. Магнитное реле через реле вре-

мени $РВ_1$ ($РВ_2$) включает исполнительное реле $ИР_1$ ($ИР_2$), которое подает сигнал на гидрокран ГА стабилизатора. Гидрокран стабилизатора отклоняет стабилизатор в нужном направлении, а датчик обратной связи стабилизатора ДОС выдает сигнал в вы-

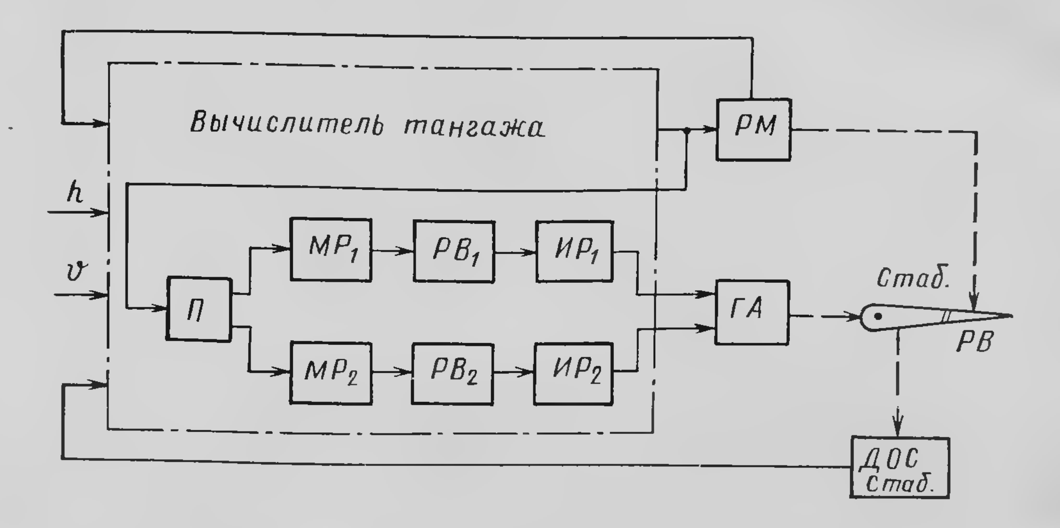


Рис. 16.21. Функциональная схема системы автоматического управления стабилизатором самолета

числитель тангажа на отклонение руля высоты РВ к исходному положению.

Как только руль высоты вернется в начальное положение (по потоку), сигнал на входе рулевой машины руля высоты уменьшится до минимальной величины. В этом случае исполнительное реле $ИР_1$ ($ИР_2$) снимает сигнал с гидрокрана ГА стабилизатора и стабилизатор останавливается в отклоненном положении.

Если по каким-либо причинам система автоматического управления стабилизатором оказалась неисправной, то включается сигнализация о наличии и направлении усилия в системе управления рулем высоты, и загораются табло «Усилие на себя» или «Усилие от себя». Эти табло установлены на левой панели приборной доски пилотов.

16.3.3. Эксплуатация автопилота в полете

Проверка автопилота экипажем самолета перед полетом

Проверка автопилота перед полетом выполняется экипажем в два этапа: перед запуском двигателей и после запуска двигателей.

Перед запуском двигателей необходимо:

— убедиться, что на пульте управления автопилота выключатель «Питание» установлен в положение «Откл.», выключатель «Тангаж» — в положение «Тангаж» и рукоятка управления находится в нейтральном положении;

— включить автоматы защиты АЗС автопилота, авиагоризонта АГБ-3к, курсовой системы ГМК-1Г, блока сравнения и предельных кренов БСПК, «Манометры», «Гидро», «Стаб. осн.» и выключатели.

— расстопорить органы управления и проверить их свободный ход, отклоняя их от одного крайнего положения до другого; они должны перемещаться свободно.

После запуска двигателей необходимо:

— установить органы управления в нейтральное положение, через 2 мин включить выключатель «Питание» на пульте управления автопилота, а затем не более чем через 30 с должна загореться сигнальная лампа «Готов» на пульте управления автопилота;

— включить автопилот, нажав кнопку-лампу «Включен», при этом лампа «Готов» гаснет, а лампа «Включен» загорается;

— прикладывая небольшие усилия к органам управления, убедиться, что рулевые машины включены и препятствуют перемещению органов управления самолета;

— повернуть рукоятку управления на пульте управления поочередно в сторону правого и левого кренов, при этом соответственно перемещаются штурвал и педали; вернуть рукоятку управления в нулевое положение;

— нажать кнопку-лампу «Высота» (загорается лампа «Высота»), отклонить рукоятку управления по тангажу вниз (вверх) и отпустить ее, колонка отклонится соответственно на себя (от себя), лампа «Высота» при этом погаснет; отклонением рукоятки установить колонку в нейтральное положение, а затем отпустить рукоятку;

— приложить к колонке усилие от себя и медленно увеличивать его, при этом стабилизатор самолета должен отклоняться на кабрирование, а колонка будет немного перемещаться от себя; приложить к колонке усилие на себя и медленно увеличивать его, стабилизатор должен отклоняться на пикирование, а колонка от движения стабилизатора будет перемещаться на себя;

— поочередно отклоняя штурвал на 1/3—1/4 его хода в сторону правого и левого крена, пересилить рулевую машину элеронов; примерно через 2 с автопилот отключится по крену и направлению, при этом загорится надпись на табло «Отказ АП бок.» и включится звуковая сигнализация; отключить автопилот, нажав на одну из кнопок «Откл. АП», расположенных на штурвалах левого и правого пилотов; вернуть органы управления в нейтральное положение и снова включить автопилот;

— резко отклонить колонку по тангажу, пересиливая рулевую машину более 2 с, автопилот должен отключиться по тангажу, при этом должна загореться надпись на табло «Отказ АП прод.» и включиться звуковая сигнализация; отключить автопилот, установить органы управления в нейтральное положение и снова включить автопилот;

— нажав на педали, убедиться, что автопилот препятствует их перемещению; пересилить действие рулевой машины — педали начнут медленно перемещаться и примерно через 3 с автопилот отключится по каналу направления; при снятии усилий с педалей канал направления снова включится;

— нажать кнопку-лампу «Высота» на пульте управления автопилота, затем нажать и держать одну из кнопок «Совмещенное управление», расположенных на штурвалах левого и правого пилотов; кнопки-лампы «Включен» и «Высота» должны погаснуть, а лампа «Готов» — загореться; убедиться, что органы управления свободно перемещаются; вернуть органы управления в нейтральное положение и отпустить кнопку «Совмещенное управление», лампа «Готов» должна погаснуть, а лампа «Включен» — загореться; убедиться, что автопилот препятствует перемещению органов управления;

— путем пересиливания рулевых машин по крену и тангажу добиться отключения автопилота по боковому и продольному каналам, должны загореться надписи на табло «Отказ АП бок.» и «Отказ АП прод.» и должна включиться звуковая сигнализация; вернуть органы управления в нейтральное положение и поставить выключатель «Питание» на пульте управления автопилота в положение «Откл.».

Выруливание, разбег и взлет до высоты 300 м производится при нахождении выключателя «Питание» в положении «Откл.».

Включение автопилота в полете

На высоте не ниже 300 м сбалансировать самолет и включить питание автопилота, установив выключатель «Питание» на пульте управления в положение «Включено». Убедиться, что рукоятка управления на пульте управления находится в нейтральном положении. Не более чем через 30 с на пульте управления автопилота загорается лампа «Готов.». Устойчивое горение этой лампы свидетельствует о готовности автопилота к включению.

Включение автопилота производится в установившемся режиме полета (горизонтальный прямолинейный полет, набор высоты и снижение с углами тангажа не более $\pm 15°$, вираж с креном до 30°). Для включения автопилота необходимо на пульте управления нажать и отпустить кнопку-лампу «Включен». При этом лампа «Включен» загорится, а лампа «Готов» погаснет. Это свидетельствует о включении каналов элеронов, руля направления, руля высоты и стабилизатора. При выключенном выключателе «Тангаж» на пульте управления автопилота канал руля высоты и стабилизатора остается отключенным.

При включении автопилота самолет сохраняет угол тангажа, который был в момент включения автопилота, а крен достигает нулевого значения. После перехода самолета к нулевому крену

автоматически включается система стабилизации самолета на заданном курсе.

Управление самолетом по курсу через автопилот

Для выполнения разворотов и доворотов самолета по курсу необходимо рукоятку управления на пульте управления автопилота повернуть вправо (для правого разворота) и влево (для левого разворота) и оставить ее в отклоненном положении.

Оцифровка на шкале пульта управления приблизительно соответствует величине заданного крена в градусах.

При повороте рукоятки управления от нулевого положения происходит выключение системы стабилизации курса и отклонение самолета по крену. При наличии крена самолет будет разворачиваться по курсу в сторону крена.

Для прекращения разворота самолета необходимо его вывести к нулевому крену. Для этого необходимо рукоятку управления установить по крену в нейтральное положение. После выхода самолета из крена автоматически включается система стабилизации самолета по курсу.

Управление самолетом по тангажу через автопилот

Для изменения угла тангажа самолета при включенном автопилоте необходимо на пульте управления автопилота отклонить рукоятку управления по тангажу и удерживать ее в этом положении. При этом самолет будет отклоняться по тангажу с постоянной небольшой угловой скоростью до тех пор, пока рукоятка управления будет находиться в отклоненном положении.

Как только самолет достигнет требуемого угла тангажа, необходимо рукоятку управления отпустить и она под действием пружины вернется в нейтральное положение. При этом прекращается отклонение самолета по тангажу, а автопилот будет стабилизировать самолет относительно нового угла тангажа. При малом отклонении рукоятки управления скорость изменения угла тангажа будет составлять примерно 0,7 град/с, а при отклонении рукоятки до упора — примерно 2 град/с.

Отклонение рукоятки вперед соответствует изменению угла тангажа на снижение. При отклонении рукоятки по тангажу от нейтрального положения происходит отключение корректора высоты и погасание лампы «Высота» на пульте управления.

Для перехода к режиму стабилизации высоты полета необходимо нажать и отпустить кнопку-лампу «Высота» на пульте управления автопилота. При этом к вычислителю тангажа подключается корректор высоты и на пульте управления загорается лампа «Высота». Переход к режиму стабилизации высоты может производиться при горизонтальном полете, а также при наборе высоты или сни-

жении с вертикальными скоростями не более 3—4 м/с. Не рекомендуется нажимать кнопку-лампу «Высота» при установившихся вертикальных скоростях набора или снижения более 3—4 м/с во избежание появления ощутимых перегрузок.

Совмещенное управление

При включенном автопилоте пилот имеет возможность изменять траекторию полета с помощью штурвала, колонки и педалей в режиме совмещенного управления. Для перехода к этому режиму необходимо нажать и удержать одну из кнопок «Совмещенное управление», расположенных на левом и правом штурвалах. В этом случае рулевые машины не препятствуют перемещению рулей и элеронов и пилот вручную управляет самолетом. На пульте управления автопилота загорается лампа «Готов», а лампа «Включен» гаснет.

После изменения траектории полета, если лампа «Готов» горит, то можно отпустить кнопку «Совмещенное управление». При этом лампа «Готов» гаснет, а лампа «Включен» загорается, что свидетельствует о переходе к режиму стабилизации.

Отключение автопилота

Для быстрого отключения автопилота необходимо нажать и отпустить одну из кнопок «Отключение АП», расположенных на левом и правом штурвалах. На пульте управления автопилота гаснут лампы «Включен» и «Высота», а лампа «Готов» загорается. Кратковременно включается звуковая сигнализация.

Для выключения питания автопилота необходимо выключатель «Питание» на пульте управления поставить в положение «Откл.». При этом лампа «Готов» на пульте управления и надписи на табло левого пилота погаснут.

Сигнализация о неисправности автопилота

В случае возникновения неисправностей в основных цепях автопилота происходит автоматическое отключение неисправного канала и на верхнем табло левого пилота загорается надпись «Отказ АП бок» или «Отказ АП прод.». При этом включается звуковая сигнализация длительностью до 4 с.

При загорании на табло надписи «Отказ АП прод.» пилот должен выключатель «Тангаж» на пульте управления поставить в положение «Откл.». Надпись на табло погаснет. Боковой канал при этом продолжает работать. При возникновении неисправности в боковом канале автопилота необходимо отключить весь автопилот, поставить выключатель «Питание» на пульте управления в положение «Откл.». Надписи на табло и лампы на пульте управления погаснут.

В случае возникновения неисправности в системе автоматического управления стабилизатором на табло загорается надпись «Усилие. Отключи АП» и включается звуковая сигнализация. В этом случае необходимо выключить канал тангажа выключателем «Тангаж» и быть готовым к парированию усилия в продольном канале.

Обеспечение безопасности полета при отказах автопилота

Безопасность полета самолета в случае неисправности автопилота обеспечивается прежде всего тем, что усилия, развиваемые рулевыми машинами, ограничены и могут быть легко пересилены пилотом. Для пересиливания рулевых машин автопилота необходимо на штурвале и колонке прикладывать усилия около 13 кг, а на педалях — около 20 кг.

Кроме того, безопасность полета самолета обеспечивается наличием постоянного контроля основных цепей прохождения сигнала в каждом канале с помощью блоков контроля. В случае неисправности канала срабатывает блок контроля, который отключает электромагнитную муфту рулевой машины и включает табло «Отказ АП».

Глава 17

АВТОПИЛОТЫ ОДНОВИНТОВЫХ ВЕРТОЛЕТОВ

17.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ УПРАВЛЕНИИ ОДНОВИНТОВЫМ ВЕРТОЛЕТОМ

Пространственное положение и характер движения вертолета зависят от направления в пространстве и относительно фюзеляжа равнодействующей силы T (рис. 17.1), создаваемой несущим винтом, и от величины силы $T_{р.в}$ (рис. 17.2), создаваемой хвостовым винтом.

Сила T приложена к втулке несущего винта и направлена вверх по оси его тюльпана. Тюльпаном принято называть коническую поверхность, образованную вращающимися лопастями. Величина силы T зависит от общего шага несущего винта. Направление равнодействующей силы T зависит от циклического шага лопастей несущего винта. Циклический шаг лопастей изменяется с помощью автомата перекоса, на который пилот воздействует путем перемещения рукоятки управления.

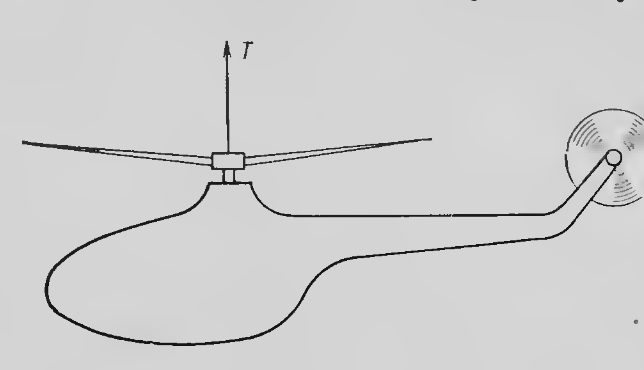


Рис. 17.1. Вид на вертолет сбоку

Изменение циклического шага заключается в том, что по мере поворота каждой из лопастей несущего винта вокруг оси втулки шаг их изменяется. Например, при перемещении рукоятки управления вперед шаг каждой лопасти наименьший, когда лопасть направлена вперед по полету, и наибольший, когда она направлена назад. Когда лопасть находится впереди по полету, то она создает меньшую подъемную силу, а сзади — большую, в результате чего равнодействующая сила T изменит свое направление вперед по полету.

Изменением направления равнодействующей силы T управляют не только траекторным, но и угловым движением вертолета в продольной и поперечной плоскостях.

Путевое управление осуществляется при отклонении педалей. При этом происходит изменение общего шага хвостового винта, а следовательно, и силы $T_{р.в}$, создаваемой хвостовым винтом. При

этом изменяется момент, действующий на вертолет относительно его вертикальной оси. Кроме путевого управления, хвостовой винт обеспечивает уравновешивание реактивного момента, возникающего при вращении несущего винта.

Воздействуя с помощью указанных видов управления на величину сил и моментов, действующих на вертолет, пилот имеет возможность удерживать вертолет в желаемом положении на различных режимах полета. При этом он в общем случае решает одновременно две различные задачи: 1) стабилизацию углового положения вертолета в пространстве; 2) управление траекторным движением вертолета в пространстве.

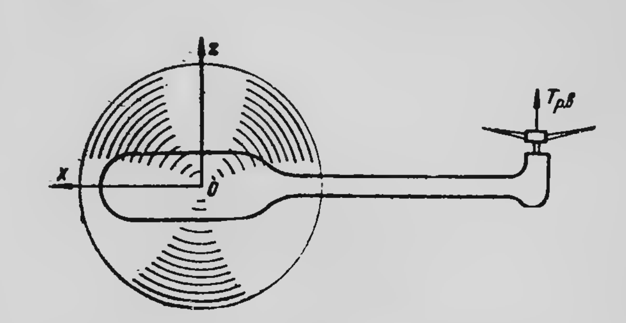


Рис. 17. 2. Вид на вертолет сверху

Если бы вертолет был устойчив, то первую задачу пилот решал бы с меньшими затратами сил и внимания. Вертолет сам сохранял бы заданное положение в пространстве. Это позволило бы пилоту в большей мере сосредоточиться на решении второй задачи и на выполнении других необходимых функций.

Наиболее эффективным средством улучшения устойчивости вертолета является система автоматической стабилизации (автопилот). Она непрерывно в течение всего времени полета от взлета и до посадки обеспечивает стабилизацию вертолета.

Применение автопилота только для угловой стабилизации позволяет значительно облегчить работу пилота. Пилот в этом случае работает с гораздо меньшим напряжением, так как вертолет приобретает устойчивость по углу. Однако возможности, появляющиеся при применении автопилота, этим не ограничиваются. Вертолет с автопилотом при освобожденных пилотом рычагах управления может выдерживать заданный режим полета.

17.2. ПРИНЦИП ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ ВЕРТОЛЕТА

На первом этапе развития автопилотов, появившихся вслед за самолетами, их роль сводилась в основном к угловой стабилизации самолета. Дальнейшее совершенствование автопилотов происходит в направлении расширения их функций как системы автоматического управления.

Наиболее ярким примером развития этого направления служит создание в последние годы систем автоматической посадки пассажирских самолетов. Автопилот по сигналам наземных радиомаяков, принимаемым бортовыми радиоприемниками, осуществляет управление самолетом в процессе захода на посадку вплоть до приземления.

С появлением вертолетов выяснилось, что они в гораздо большей степени, чем самолеты, нуждаются в системах автоматической стабилизации. Первые автопилоты одновинтовых вертолетов, были заимствованы из самолетной практики и предназначались для стабилизации заданного режима полета. Они имели параллельно включенные рулевые машины, которые отклоняли и органы управления, и рычаги управления одновременно.

Впоследствии по мере накопления опыта эксплуатации этих автопилотов выяснилось, что для вертолета больше подходит другой тип автопилота, в котором рулевые машины включаются дифференциально. В этом случае отклонение органа управления является суммой отклонений: одно пропорционально перемещению рычага управления, а второе — сигналу автопилота.

В результате были созданы совершенно новые специфические автопилоты, представляющие собой, по существу, комбинацию обычного автопилота с автоматической системой повышения устойчивости.

В процессе эксплуатации первых автопилотов на вертолетах возникла необходимость решения проблемы безопасности полетов с автопилотом. Проблема повышения безопасности полетов в определенной степени была решена применением дифференциального включения рулевых машин автопилота в систему управления вертолета и ограничением отклонения органов управления с помощью автопилота. Обычно отклонение органов управления автопилотом составляет 10—25% полного диапазона отклонения, вследствие чего отказ автопилота не мешает ручному управлению вертолетом.

17.3. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ ВЕРТОЛЕТНОГО АВТОПИЛОТА С ПАРАЛЛЕЛЬНО ВКЛЮЧЕННЫМИ РУЛЕВЫМИ МАШИНАМИ

Первые отечественные автопилоты для вертолетов были выполнены с параллельно включенными рулевыми машинами на базе самолетных. Такой автопилот работает на вертолете в комплексе с комбинированными электрогидравлическими рулевыми агрегатами, каждый из которых включает в себя гидроусилитель ручного управления и электрогидравлическую рулевую машину.

Автопилот состоит из трех каналов (тангажа, крена и направления) и обеспечивает:

— стабилизацию углового положения вертолета относительно трех его осей на всех эксплуатационных установившихся режимах полета;

— выполнение плавных изменений скорости полета и разворотов с креном 10—15° с помощью трехканальной серворучки.

В комплект такого автопилота входят следующие агрегаты:

1) центральная гировертикаль;
2) блок датчиков угловых скоростей;
3) агрегат управления;
4) датчики обратной связи;

5) пульт управления;
6) трехканальная серворучка;
7) кнопки включения и выключения автопилота.

В качестве датчика угла рыскания в автопилоте используется гироиндукционный компас, входящий в бортовое оборудование вертолета. Каналы автопилота имеют аналогичные друг другу схемы.

Рассмотрим принцип действия автопилота на примере одного из каналов. Для определенности выберем канал крена (рис. 17.3).

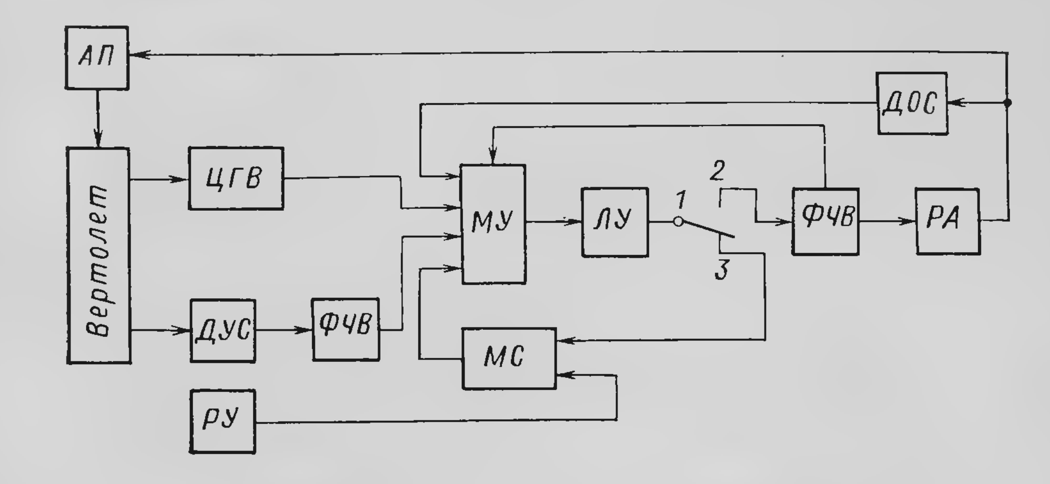


Рис. 17.3. Функциональная схема канала крена автопилота

В качестве суммирующего устройства выбран магнитный усилитель МУ, на вход которого подаются сигналы угла, угловой скорости, обратной связи и механизма согласования. На вход магнитного усилителя сигналы должны поступать в виде напряжений постоянного тока, а так как с датчика угловой скорости ДУС снимается сигнал на переменном токе, то после него включен фазочувствительный выпрямитель ФЧВ. Выходной сигнал магнитного усилителя усиливается ламповым усилителем ЛУ.

Рассмотрим работу автопилота в режиме согласования. В этом режиме автопилот работает непосредственно после включения выключателя «Питание» на пульте управления, при этом сигнал с выхода лампового усилителя через замкнутые контакты 1 и 3 подается на вход механизма согласования МС. С механизма согласования сигнал поступает на вход магнитного усилителя и компенсирует все имеющиеся там сигналы. В результате на выходе лампового усилителя сигнал становится равным нулю. Происходит «обнуление» выходного сигнала. В этом случае схема автопилота находится в согласованнном состоянии и автопилот готов к включению.

О готовности автопилота к включению сигнализирует горящая лампа «Готов» на пульте управления.

При нажатии кнопки «Включение» происходит переключение выхода лампового усилителя с механизма согласования МС на фазочувствительный выпрямитель ФЧВ (замыкаются контакты 1 и 2)

и автопилот переходит в режим стабилизации (см. рис. 17.3). При этом на пульте управления сигнальная лампа «Готов» гаснет и загорается зеленая лампа «Включен».

Рассмотрим работу канала крена автопилота в режиме стабилизации. При отклонении вертолета по крену на магнитный усилитель поступают сигналы с ЦГВ и ДУС. Эти сигналы после суммирования, усиления и преобразования поступают в рулевой агрегат РА, который оказывает воздействие на автомат перекоса АП. В результате изменяется циклический шаг несущего винта, и вертолет по крену возвращается в исходное положение.

Выключение автопилота происходит при нажатии кнопки «Выключение АП» или при срабатывании концевых выключателей, установленных в системе управления вертолетом. При этом рулевые агрегаты переводятся на ручное управление, а автопилот — в режим согласования. Выключение автопилота может быть произведено также выключением выключателя «Питание» на пульте управления.

17.4. АВТОПИЛОТ АП-34Б

17.4.1. Назначение и приборный состав автопилота

Автопилот АП-34Б имеет четыре канала и применяется на вертолетах одновинтовой схемы. Он предназначен для стабилизации положения вертолета при освобожденных органах ручного управления. Электрогидравлические рулевые агрегаты автопилота включены в систему управления вертолета по дифференциальной схеме. Это означает, что на органы управления вертолета могут одновременно воздействовать пилот при помощи обычных рычагов управления и автопилот.

Автопилот может оставаться включенным в течение всего полета от взлета до посадки. Четыре канала автопилота (направления, крена, тангажа и высоты) обеспечивают:

— стабилизацию положения вертолета относительно трех осей в горизонтальном полете, при снижении и наборе высоты, при висении;

— стабилизацию высоты полета вертолета в горизонтальном полете и при висении;

— выполнение эволюций с помощью обычных рычагов управления при включенном автопилоте.

В состав автопилота входят:

— агрегат управления;
— блок усилителей;
— пульт управления;
— индикатор нулевой;
— три датчика угловой скорости;
— два компенсационных датчика;
— корректор высоты КВ-11;

— две кнопки отключения.

Датчики углов рыскания, крена и тангажа и исполнительные устройства (рулевые агрегаты) в комплект атвопилота не входят. Эти агрегаты входят в штатное оборудование вертолета. Автопилот рассчитан на работу с датчиками углов с сельсинным выходом (с курсовыми системами типа КС и ГМК и авиагоризонтами типа АГБ-3к и АГД-1). Исполнительными устройствами являются комбинированные рулевые агрегаты.

17.4.2. Принцип действия автопилота в режиме стабилизации

Каждый из четырех каналов автопилота воздействует на определенные элементы системы управления, а именно:

а) канал направления — на шаг хвостового винта;

б) канал крена — на автомат перекоса в поперечном направлении;

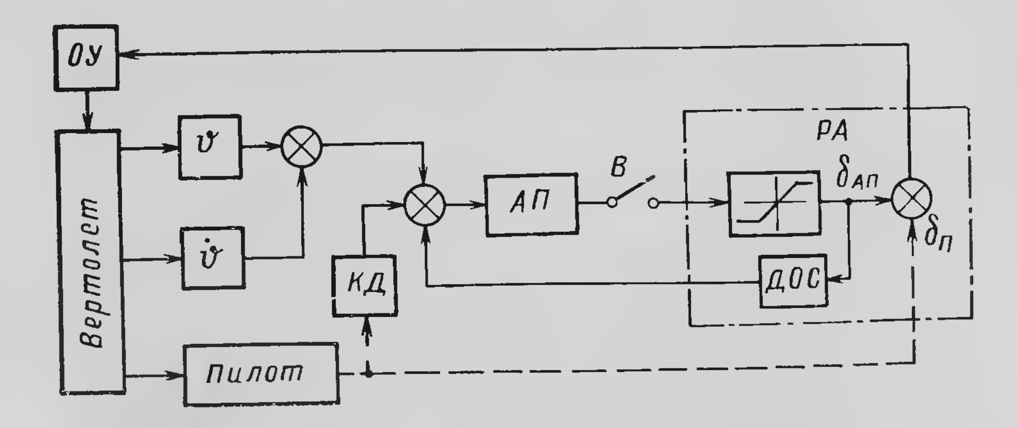


Рис. 17.4. Функциональная схема канала тангажа автопилота:

ϑ и $\dot{\vartheta}$—датчики соответствующих параметров; КД—компенсационный датчик; АП—автопилот; В—выключатель; РА—рулевой агрегат; ДОС—датчик обратной связи; ОУ—орган управления; $\delta_{АП}$ — отклонение органа управления автопилотом; $\delta_п$—отклонение органа управления пилотом

в) канал тангажа — на автомат перекоса в продольном направлении;

г) канал высоты — на общий шаг несущего винта.

Одновременно с автопилотом на указанные системы управления может оказывать воздействие и пилот, так как автопилот включен в систему управления по дифференциальной схеме. Результирующее перемещение органов управления является алгебраической суммой перемещений от воздействий пилота и автопилота. При этом перемещения органов управления от автопилота не передаются на рычаги управления пилота.

По сигналам автопилота органы управления вертолета могут перемещаться только на 20% общего хода. Это необходимо для обеспечения безопасности полета в случае отказа автопилота.

Рассмотрим принцип действия канала тангажа автопилота (рис. 17.4).

При разомкнутом выключателе В автопилот отключается, и остается только один контур управления «Вертолет-пилот». При замкнутом выключателе В автопилот включается, и образуются две замкнутые системы управления: «Вертолет-пилот» и «Вертолет-автопилот». Если пилот не вмешивается в управление, то функционирует только одна система «Вертолет-автопилот». Этот режим называется режимом стабилизации. Автопилот в этом случае поддерживает заданный режим полета. Функциональная схема канала тангажа в этом режиме имеет вид, представленный на рис. 17.5.

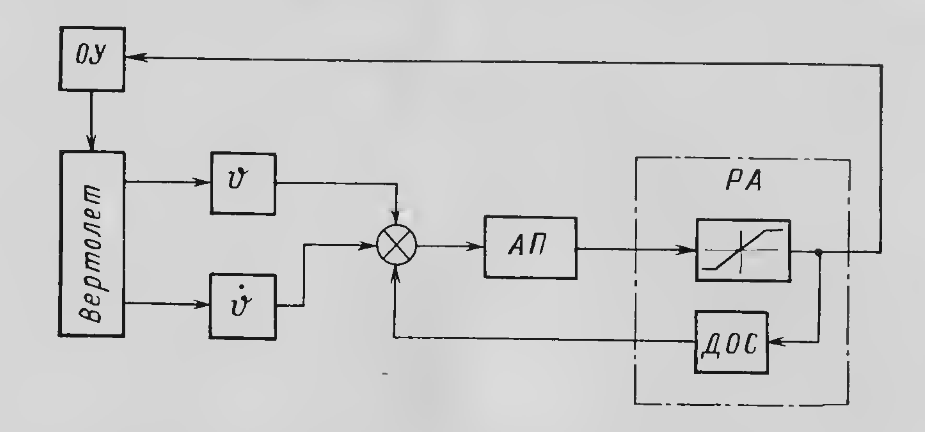


Рис. 17.5. Функциональная схема канала тангажа в режиме стабилизации

Допустим, что вертолет, совершая горизонтальный прямолинейный полет, под действием каких-то возмущений начинает отклоняться по тангажу. В этом случае с авиагоризонта в автопилот поступают сигналы, пропорциональные углу тангажа ϑ, а с датчика угловой скорости — сигналы, пропорциональные угловой скорости $\dot{\vartheta}$ отклонения вертолета по тангажу.

Эти сигналы суммируются, усиливаются и поступают на рулевой агрегат РА, который перемещает орган управления ОУ (воздействует на автомат перекоса в продольном направлении) на величину, пропорциональную суммарному входному сигналу.

Под действием измененного циклического шага винта вертолет начнет возвращаться к исходному положению. После этого циклический шаг винта устанавливается прежним.

Закон управления автопилота по тангажу имеет вид

$$\delta_т = k_\vartheta \vartheta + k_{\dot{\vartheta}} \dot{\vartheta},$$

где k_ϑ — передаточное число автопилота по углу тангажа;
$k_{\dot{\vartheta}}$ — передаточное число автопилота по угловой скорости тангажа.

В каналах крена и направления режим стабилизации и законы управления аналогичны.

Закон управления автопилота в канале высоты имеет вид

$$\delta_в = k_h h,$$

где k_h — передаточное число автопилота по высоте;
h — отклонение высоты полета от заданной.

Стабилизация высоты полета происходит следующим образом. При отклонении высоты полета от заданной на величину h с корректора высоты поступает пропорциональный этому отклонению электрический сигнал. Этот сигнал усиливается и воздействует на рулевой агрегат, изменяющий общий шаг несущего винта на величину, пропорциональную отклонению высоты. Под действием измененного шага винта вертолет возвращается на заданную высоту.

17.4.3. Принцип действия автопилота в режиме управления

Пилот может в любой момент времени вмешаться в управление вертолетом при включенном автопилоте.

Канал направления. Рассмотрим принцип действия канала направления в режиме управления.

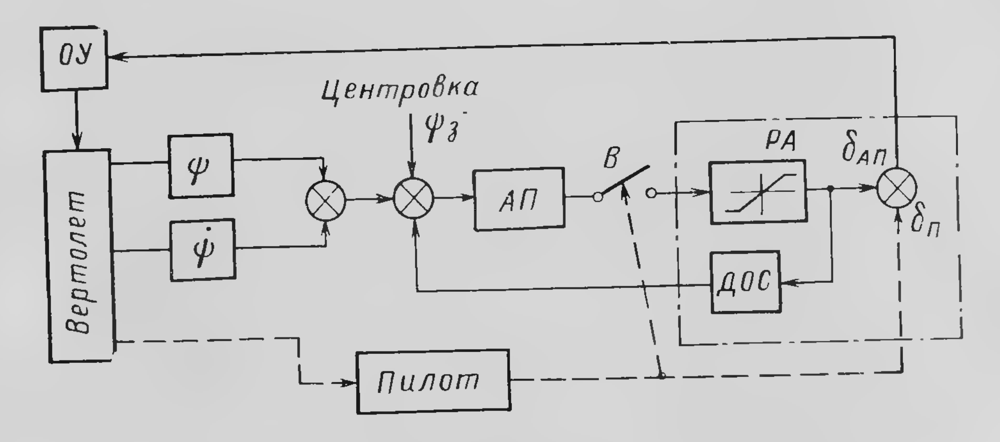


Рис. 17.6. Функциональная схема канала направления в режиме управления

Допустим, что при включенном автопилоте необходимо произвести доворот вертолета по направлению в пределах $\pm 5°$. Для этого на пульте управления автопилота предусмотрена ручка центровки. Поворачивая ручку центровки по часовой или против часовой стрелки, пилот тем самым вызывает плоский доворот вертолета вправо или влево на угол, пропорциональный углу поворота ручки. На ручке нанесено десять делений. Поворот ручки на одно деление вызывает поворот вертолета на один градус.

При повороте ручки «Центровка» в автопилот (рис. 17.6) вводится сигнал $\psi_з$, пропорциональный заданному углу доворота вертолета. Вертолет будет поворачиваться до тех пор, пока сигнал, поступающий с курсовой системы, не скомпенсирует этот сигнал.

Если пилоту необходимо существенно изменить направление полета, то он обычным способом перемещает педали, разворачивая вертолет на нужный угол. В момент установки ног на педали происходит выключение канала направления автопилота и перевод его в режим согласования (размыкаются контакты включателя В).

После вывода вертолета на заданный курс и снятия ног с педалей происходит автоматическое включение канала направления автопилота (замыкаются контакты выключателя В). Канал направления автопилота переходит в режим стабилизации.

Канал высоты. Режим управления канала высоты аналогичен режиму управления канала направления. Если необходимо изменить высоту полета, то пилот обычным способом перемещает рукоятку «Общий шаг» и нажимает на гашетку. При этом канал высоты автопилота отключается и переходит в режим согласования.

После вывода вертолета на нужную высоту и при необходимости стабилизации новой высоты полета нужно включить корректор высоты нажатием кнопки на пульте управления.

Ручка центровки для введения поправок в канале высоты отсутствует.

Каналы крена и тангажа. Принцип действия каналов крена и тангажа в режиме управления одинаков. На пульте управления в этих каналах так же, как и в канале направления, имеются ручки центровки крена и тангажа. Доворот вертолета по крену и тангажу от этих ручек производится аналогично довороту вертолета по направлению. В остальном режим управления каналов крена и тангажа существенно отличается от режима управления канала направления.

Это отличие состоит в том, что при вмешательстве пилота в управление с помощью обычных рычагов управления каналы крена и тангажа не выключаются. При этом на вход автопилота поступает электрический сигнал, пропорциональный отклонению ручки управления пилота. Этот сигнал выдается компенсационным датчиком, установленным в системе управления вертолета.

Рассмотрим режим управления каналов крена и тангажа на примере канала крена (рис. 17.7).

При отклонении ручки управления по крену происходит изменение циклического шага несущего винта в поперечном направлении на угол $\delta_п$. Одновременно с компенсационного датчика КД, установленного в системе управления вертолета, снимается сигнал и подается на вход автопилота. Благодаря этому циклический шаг винта дополнительно изменится на величину $\delta'_{АП}$. Общее перемещение органа управления ОУ будет

$$\delta = \delta_п + \delta'_{АП}.$$

Под действием суммарного изменения циклического шага винта вертолет начнет отклоняться. При этом появляются сигналы,

пропорциональные углу крена γ и угловой скорости $\dot{\gamma}$. Эти сигналы в свою очередь вызывают отклонение органа управления на величину $\delta''_{АП}$, но в противоположную сторону.

Суммарное отклонение органа управления от ручки управления и от автопилота будет

$$\delta = \delta_п + \delta'_{АП} - \delta''_{АП}. \qquad (17.1)$$

Как видно из выражения (17.1), эффективность управления от рукоятки управления будет такой же, как при выключенном автопилоте, если выполняется условие $\delta'_{АП} - \delta''_{АП} = 0$. Таким образом, роль компенсационного датчика сводится к выдаче сигнала, кото-

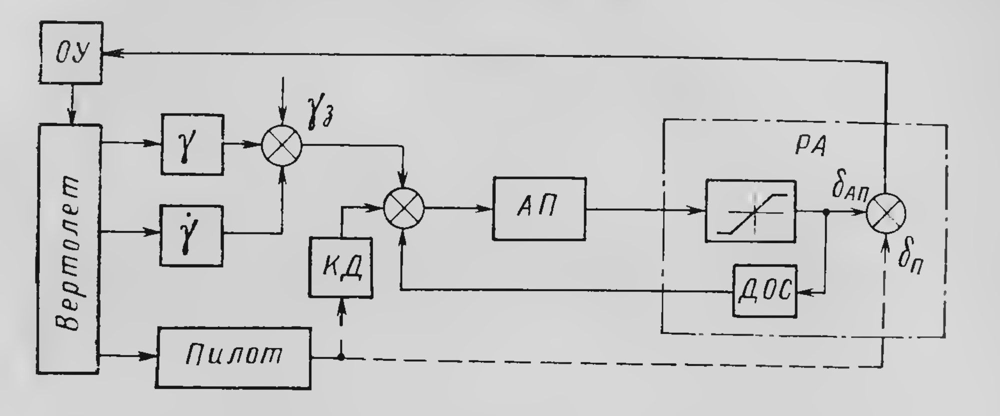


Рис. 17.7. Функциональная схема канала крена в режиме управления

рый компенсировал бы суммарный сигнал, поступающий от датчиков угла и угловой скорости. В этом случае сохраняется привычная для пилота эффективность управления даже при включенном автопилоте.

При отсутствии компенсационного датчика и вмешательстве пилота в управление при включенном автопилоте общее перемещение органа управления будет

$$\delta = \delta_п - \delta_{АП}. \qquad (17.2)$$

Из выражения (17.2) следует, что в этом случае эффективность управления от рукоятки управления уменьшается.

17.4.4. Назначение отдельных агрегатов автопилота

Пульт управления (рис. 17.8) обеспечивает:

— обнуление сигналов на выходе усилителей перед включением автопилота;

— поканальное включение и отключение автопилота;

— введение поправок в полете при помощи ручек центровки;

— возможность наземной проверки.

В автопилоте предусмотрено поканальное включение. Для этого на пульте управления расположены три кнопки включения:

кнопка включения канала направления, кнопка включения каналов крена и тангажа и кнопка включения канала высоты.

На пульте управления имеются кнопки отключения каналов направления и высоты. Кроме того, все каналы автопилота могут быть отключены с помощью кнопок, расположенных на рукоятках управления пилотов.

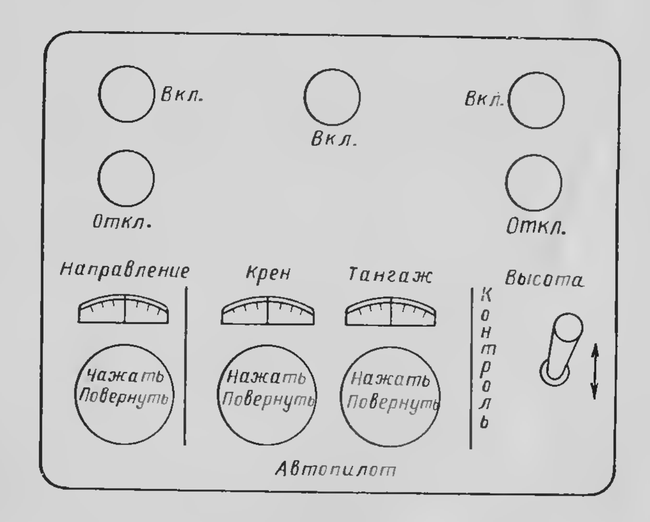


Рис. 17. 8. Внешний вид передней панели пульта управления

В канале высоты на пульте управления имеется нажимной переключатель «Контроль», при помощи которого при наземной проверке автопилота можно устанавливать шток малого цилиндра рулевого агрегата канала высоты на упор в ту или другую сторону.

На пульте управления находятся три ручки центровки, с помощью которых осуществляются довороты вертолета по направлению, крену и тангажу на небольшие углы. Выше этих ручек расположены шкалы, используемые при проверках автопилота.

Индикатор нулевой (рис. 17.9) предназначен для индикации положений штоков малых цилиндров рулевых агрегатов всех каналов автопилота. Он показывает наличие или отсутствие перемещения штоков малых цилиндров рулевых агрегатов.

Каждый канал индикации имеет свой измеритель, в качестве которого используется микроамперметр магнитоэлектрической системы. В индикаторе таких приборов четыре. Все они смонтированы в одном корпусе.

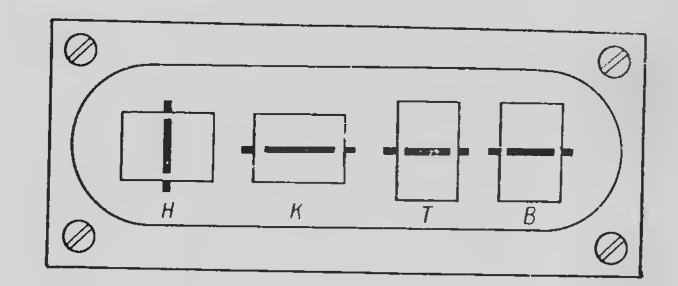


Рис. 17. 9. Вид передней панели индикатора нулевого:

Н—направление; К—крен; Т—тангаж; В—высота

При отклонении вертолета от стабилизируемого положения происходит перемещение штока малого цилиндра рулевого агрегата. С этим штоком связан датчик обратной связи, с которого снимается сигнал, пропорциональный ходу штока. Этот сигнал проходит через фазочувствительный выпрямитель, расположенный в агрегате управления. Выпрямленный сигнал обратной связи подается на усилитель сервопривода. Кроме того, он подается на соответствующий измеритель индикатора.

Направление отклонения стрелки измерителя показывает направление отклонения штока от своего среднего положения, а величина отклонения стрелки показывает величину перемещения штока.

Агрегат управления предназначен для преобразования, суммирования и усиления управляющих сигналов, а также для обеспечения необходимых регулировок при эксплуатации автопилота.

Компенсационные датчики предназначены для выдачи в каналы крена и тангажа автопилота сигналов, пропорциональных отклонению ручки управления, при переходе к ручному управлению с включенным автопилотом. Эти сигналы необходимы для компенсации сигналов, поступающих в этом случае с датчиков углов крена и тангажа.

17.4.5. Эксплуатация автопилота в полете

Проверка автопилота экипажем вертолета перед полетом. Перед полетом проверка автопилота выполняется в два этапа: перед запуском и после запуска двигателей.

Перед запуском двигателей необходимо убедиться, что выключатели и АЗС «КПР-9», «Триммер», «Указатель шага винта», «Автопилот», «КС-3», «Авиагоризонт» (левого пилота) установлены в положение «Включено».

После запуска двигателей необходимо проверить напряжение бортсети постоянного тока, которое должно быть равно 27±2,6 В по бортовому вольтметру. После этого необходимо на пульте управления курсовой системы переключатель рода работы установить в положение «ГПК» и повернуть ручку «Задатчик курса» по часовой стрелке до упора. На пульте управления автопилота шкала «Направление» должна вращаться по часовой стрелке. Повторить проверку в другую сторону. Переключатель рода работы поставить в положение «ГПК» или «МК» в зависимости от того, в каком режиме должна работать курсовая система в полете.

Дальнейшие проверки связаны с отклонением ручки управления при вращающемся несущем винте. Их следует проводить с соблюдением особой осторожности. Необходимо убедиться в отсутствии рядом с вертолетом посторонних предметов; отклонение ручки должно быть плавным и небольшим (не более ±50 мм от нейтрального положения).

Выполнение последующих проверок производится в следующей последовательности.

1. Отклонить ручку управления вправо, а затем влево. На пульте управления автопилота шкала «Крен» в момент отклонения ручки управления должна вращаться соответственно против часовой стрелки, а затем по часовой стрелке.

2. Отклонить ручку управления от себя, а затем на себя. На пульте управления автопилота шкала «Тангаж» в момент откло-

нения ручки управления должна вращаться соответственно против часовой стрелки, а затем по часовой стрелке.

3. Нажать на пульте управления три кнопки-лампочки «Вкл.». Должны загореться все лампочки «Вкл.». При нажатии на кнопку «Откл. АП» на ручке управления левого пилота все лампочки «Вкл.» гаснут. Повторить проверку, производя отключение автопилота кнопкой «Откл. АП», расположенной на ручке управления правого пилота.

4. Нажать на пульте управления кнопку-лампочку «Вкл. высота». При нажатии на кнопку «Фрикцион» на ручке «Шаг-газ» левого пилота лампочка «Вкл. высота» гаснет. Повторить проверку, производя отключение канала высоты от кнопки «Фрикцион», расположенной на ручке «Шаг-газ» правого пилота.

5. Установить педали в нейтральное положение. Снять ноги с педалей. Нажать на пульте управления кнопку-лампочку «Вкл. направление». Должна загореться лампочка «Вкл. направление», а стрелка «*Н*» на индикаторе должна быть в среднем положении (допускается отклонение на толщину стрелки). Повернуть на пульте управления шкалу «Направление» по часовой стрелке на три деления (это соответствует рассогласованию в 3°). Стрелка *Н* на индикаторе должна отклониться вправо.

Повернуть шкалу «Направление» по часовой стрелке до момента начала перемещения педалей. Педали должны перемещаться в направлении «Правая педаль вперед» (угол рассогласования должен быть не более 15°).

При отклонении педалей при вращающемся несущем винте необходимо соблюдать особую осторожность, не допуская отклонения педалей более чем на ±50 мм от нейтрального положения во избежание разворота вертолета на земле.

Поставить ноги на педали. Стрелка *Н* на индикаторе должна установиться в прежнее положение, а шкала «Направление» на пульте управления вернуться примерно в исходное положение.

Повторить проверку, отклоняя шкалу «Направление» на пульте управления против часовой стрелки. При этом стрелка *Н* на индикаторе должна отклоняться влево, а педали перемещаться в направлении «Левая педаль вперед».

Нажать на пульте управления кнопку «Откл. направление». При этом лампочка «Вкл. направление» гаснет.

6. Нажать на пульте управления кнопку-лампочку «Вкл. крен-тангаж». Должна загореться лампочка «Вкл. крен-тангаж», а стрелки *К* и *Т* на индикаторе должны быть в среднем положении (допускается отклонение на толщину стрелки).

Отклонить ручку управления вправо и от себя. При этом на индикаторе стрелка *К* должна отклониться по часовой стрелке, а стрелка *Т* — вниз. Нажать на ручке управления кнопку «Откл. АП». Лампочка «Вкл. крен-тангаж» гаснет, стрелки *К* и *Т* индикатора должны установиться в средние положения.

Нажать на пульте управления кнопку-лампочку «Вкл. крен-тангаж». Должна загореться лампочка «Вкл. крен-тангаж», а стрелки *К* и *Т* на индикаторе должны быть в среднем положении (допускается отклонение на толщину стрелки).

Отклонить ручку управления влево и на себя. При этом на индикаторе стрелка *К* должна отклониться против часовой стрелки, а стрелка *Т* — вверх. Нажать на ручке управления кнопку «Откл. АП». При этом лампочка «Вкл. крен-тангаж» гаснет, а стрелки *К* и *Т* индикатора должны установиться в средние положения.

Нажать на пульте управления кнопку-лампочку. «Вкл. крен-тангаж». Должна гореть лампочка «Вкл. крен-тангаж», а стрелки *К* и *Т* на индикаторе должны быть в средних положениях.

Повернуть на пульте управления шкалы «Крен» и «Тангаж» по часовой стрелке на 3 деления. На индикаторе стрелка *К* должна отклониться по часовой стрелке, а стрелка *Т* — вниз. После этого повернуть шкалы «Крен» и «Тангаж» против часовой стрелки. В этом случае на индикаторе стрелка *К* должна отклониться против часовой стрелки, а стрелка *Т* — вверх.

7. Ручку «Шаг-газ» поставить в среднее положение. Нажать на пульте управления кнопку-лампочку «Вкл. высота». Лампочка «Вкл. высота» должна гореть, а стрелка *В* индикатора должна быть в среднем положении (допускается отклонение на толщину стрелки).

На пульте управления нажимной переключатель «Контроль» отклонить вверх. Стрелка *В* индикатора должна отклониться вверх. При этом на пульте управления нажать кнопку «Откл. высота». В этом случае лампочка «Вкл. высота» гаснет, а стрелка *В* индикатора должна установиться в среднее положение.

Повторить проверку переключателя «Контроль» на пульте управления вниз. При этом стрелка *В* индикатора должна отклониться вниз.

Отключить автопилот кнопкой на ручке управления левого или правого пилота.

Включение автопилота. Для включения автопилота необходимо включить источники постоянного тока 27 В, выключатель КПР-9, источник переменного тока 36 В 400 Гц и гидросистему. Затем необходимо включить АЗС: «Триммер», «Указатель шага винта», «Автопилот», «КС», «Авиагоризонт» (левого пилота).

Включить выключатели: «Авиагоризонт» (левого пилота), предварительно нажав кнопку арретира левого авиагоризонта АГБ-3к, «КС» и «Арретир».

Нажать кнопки-лампочки «Вкл. крен-тангаж» и «Вкл. направление» на пульте управления.

Канал высоты разрешается включать на высоте не ниже 50 м. При необходимости изменения высоты канал высоты следует отключить.

Вертикальный взлет и висение. Техника выполнения вертикального взлета на вертолете с включенным автопилотом

практически не отличается от процесса выполнения взлета без автопилота. При взлете рекомендуется держать ноги на педалях и выдерживать курс отклонением педалей. В случае выполнения взлета с брошенными педалями возможны отклонения от заданного курса до 10°.

Висение выполняется так же, как и на вертолете без автопилота. Автопилот стабилизирует вертолет по углам крена и тангажа, а при освобожденнных педалях и по направлению (по курсу), что существенно упрощает технику выполнения висения. Движения ручкой управления, необходимые для сохранения места висения, на вертолете с автопилотом более плавные.

При висении необходимо следить за работой автопилота по индикатору нулевому. Нормальная работа автопилота характеризуется небольшими колебаниями стрелок *К, Т* и *Н* индикатора около среднего положения.

Стрелка *Н* индикатора должна колебаться только при брошенных педалях управления. Если ноги пилота находятся на педалях, то канал направления автопилота переходит в режиме согласования, а стрелка *Н* индикатора будет находиться в среднем положении.

В случае, если стрелки *Н, К* и *Т* в режиме висения находятся вблизи упоров, то необходимо их поставить в среднее положение при помощи рычагов управления с одновременным перемещением ручек центровки на пульте управления или путем выключения и повторного включения автопилота.

Горизонтальный полет и развороты. При скоростях полета 80—150 км/ч вертолет с автопилотом имеет тенденцию изменять скорость полета, так как автопилот стабилизирует не скорость полета, а угол тангажа. Для выдерживания заданной скорости полета необходимо скорректировать режим полета ручкой управления или ручкой «Тангаж» на пульте управления. При скоростях полета 150÷230 км/ч изменения скорости вертолета незначительны.

Для поддержания заданной барометрической высоты полета включается канал высоты автопилота. Включение этого канала можно выполнить только после сбалансирования вертолета на режиме горизонтального полета. При необходимости изменить высоту или скорость полета следует отключить канал высоты и включить его вновь после того, как вертолет будет сбалансирован на новом режиме полета.

Нормальная работа канала высоты характеризуется выдерживанием высоты полета с точностью ± 6 м в спокойной атмосфере до высоты 1000 м (± 12 м на высоте свыше 1000 м) и колебаниями стрелки *В* индикатора около среднего положения. Уход стрелки *В* индикатора в крайние положения свидетельствует о неправильной балансировке вертолета для данного режима горизонтального полета. При уходе стрелки на верхний упор следует немного уменьшить мощность двигателей, а при уходе на нижний упор — увеличить.

Переходы от горизонтального полета к набору высоты, снижению, авторотации и наоборот выполняются так же, как и на вертолете без автопилота.

Развороты выполняются так же, как и на вертолете без автопилота. При выполнении разворота ноги должны быть поставлены на педали. Для обеспечения длительного разворота со стабилизированным углом крена необходимо задавать крен ручной центровки крена на пульте управления.

Запрещается снимать ноги с педалей во время разворота, так как это вызывает сильное скольжение вертолета из-за стремления автопилота удержать вертолет на том курсе, который был в момент снятия ног.

Торможение и посадка. Торможение от любой скорости полета до висения может выполняться с брошенными педалями. Перед выходом на висение, вследствие статической ошибки, возникающей из-за нарушения равновесия моментов при торможении, вертолет разворачивается по курсу на 4—10° влево.

Перед посадкой вертолета с висения следует поставить ноги на педали и выдерживать заданный курс на посадке отклонением педалей.

При выполнении посадки с пробегом как с работающими, так и с неработающими двигателями автопилот следует выключить.

Отказы автопилота в полете и действия пилота. Отказ автопилота по каналам крена, тангажа и высоты в полете с односторонним уходом рулевой машины в крайнее положение характеризуется незначительным, но ощутимым рывком вертолета, который легко парируется вмешательством пилота в управление. Стрелка индикатора отказавшего канала отклоняется до упора в одно из крайних положений и остается там.

При таком отказе канала высоты следует после парирования рывка вертолета выключить канал высоты кнопкой «Отк. высота» на пульте управления или кнопкой «Фрикцион» на любой ручке «Общий шаг».

При отказе каналов крена и тангажа необходимо после парирования рывка вертолета выключить автопилот кнопкой «Отк. АП» на любой ручке управления.

Следует иметь в виду, что при отключении неисправного канала его рулевая машина устанавливается в нейтральное положение и в этот момент возможен незначительный рывок вертолета по отказавшему каналу. Поэтому следует быть готовым парировать этот рывок. После отключения неисправного канала необходимо убедиться в том, что соответствующая стрелка индикатора находится в нейтральном положении. Повторное включение отказавшего канала *запрещается.*

При отказавшем канале высоты автопилот можно включить по каналам направления, крена и тангажа.

Отказ автопилота по каналу направления с односторонним уходом рулевой машины в крайнее положение характеризуется вначале небольшим рывком вертолета по курсу с последующим уходом педалей в крайнее положение за время 3—5 с. Происходит ненужный разворот вертолета по курсу. В этом случае следует немедленно поставить ноги на педали. При этом от нажатия подпедальников произойдет отключение канала направления и движение педалей прекратится.

В случае необходимости следует приложить усилие в 10÷15 кг к педалям для противодействия их одностороннему движению, удерживая вертолет от нежелательного разворота. После этого выключить канал направления кнопкой «Откл. направление» на пульте управления или выключить автопилот кнопкой отключения на любой из ручек управления.

При отключении отказавшего канала направления необходимо быть готовым парировать незначительный рывок вертолета по курсу, вызванный установкой рулевой машины канала в нейтральное положение.

После отключения канала направления необходимо убедиться в том, что стрелка *Н* индикатора находится в среднем положении.

При отказавшем канале направления автопилот можно включить по каналам крена, тангажа и высоты. Повторное включение отказавшего канала направления *запрещается.*

Если при отказе какого-либо канала автопилота возникают периодические колебания вертолета, то следует выключить этот канал или автопилот в целом. Повторное включение отказавшего канала *запрещается.*

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Богданченко Н. М., Волошин Г. Ю., Белых В. С.** Курсовые системы и навигационные автоматы самолетов гражданской авиации. М., «Транспорт», 1971, 268 с.

2. **Боднер В. А.** Теория автоматического управления полетом. М., «Наука», 1964, 698 с.

3. **Боднер В. А.** Авиационные приборы. М., «Машиностроение», 1969, 466 с.

4. **Боднер В. А., Козлов М. С.** Стабилизация летательных аппаратов. М., Оборонгиз, 1961, 508 с.

5. **Боднер В. А.** Системы управления летательными аппаратами. М., «Машиностроение», 1973, 504 с.

6. **Бондарчук Е. И., Харин В. И.** Авиационное и радиоэлектронное оборудование самолета Ан-24. М., «Транспорт», 1975, 280 с.

7. **Белогородский С. Л.** Автоматизация управления посадкой самолета. М., «Транспорт», 1972, 352 с.

8. **Бортовые** системы управления полетом. Под ред. Ю. В. Байбородина. М., «Транспорт», 1975, 336 с.

9. **Браславский Д. А., Пельпор Д. С., Логунов С. С.** Авиационные приборы. М., «Машиностроение», 1964, 740 с.

10. **Браславский Д. А.** Приборы и датчики летательных аппаратов. М., «Машиностроение», 1970, 391 с.

11. **Гамулин А. Г., Софронов Е. В.** Специальное оборудование самолетов и вертолетов гражданской авиации. М., «Транспорт», 1972. 376 с.

12. **Гамулин А. Г., Софронов Е. В., Ампилогов Ю. В.** Электрическое и приборное оборудование самолета Ил-18. М., «Транспорт», 1974, 384 с.

13. **Данич С. Д.** Электроприборное оборудование самолета Ан-24. М., «Транспорт», 1971, 264 с.

14. **Дашкевич А. С., Киселев Г. В., Королев В. К., Скрипка С. Г., Таненя П. Н.** Авиационные автоматические устройства. М., Воениздат, 1968, 652 с.

15. **Дмитриев И. С., Есаулов С. Ю.** Системы управления одновинтовых вертолетов. М., «Машиностроение», 1969, 220 с.

16. **Иваненко А. П., Сенилов Г. Н., Селезнев Н. А., Шабсин И Я.** Автоматическое, приборное и высотное оборудование летательных аппаратов. М., Воениздат, 1971, 440 с.

17. **Марков Г. В., Остротский Л. А.** Справочник пилота и штурмана гражданской авиации. М., «Транспорт», 1971, 328 с.

18. **Михалев И. А., Окоемов Б. Н., Павлина И. Г., Чикулаев М. С., Эйдинов Н. М.** Системы автоматического управления самолетом. М., «Машиностроение», 1971, 464 с.

19. **Михалев И. А., Окоемов Б. Н., Павлина И. Г., Чикулаев М. С., Киселев Ю. Ф.** Системы автоматического и директорного управления самолетом. М., «Машиностроение», 1974, 232 с.

20. **Осадший В. И., Чернышов Г. А.** Воздушная навигация. М., «Транспорт», 1969, 428 с.

21. **Павлов В. А**. Гироскопический эффект. Л., «Судостроение», 1967, 278 с.

22. **Павлов В. А., Понырко С. А., Хованский Ю. М**. Стабилизация летательных аппаратов и автопилоты. М., «Высшая школа», 1964, 484 с.

23. **Савченко Н. М., Анненков Н. И.** Бортовая система управления БСУ-3П, «Транспорт», 1974, 210 с.

24. **Харин В. И.** Авиационные приборы и их летная эксплуатация. М., РИО Аэрофлота, 1970, 261 с.

25. **Харин В. И.** Авиационные приборы самолета Як-40. М., РИО МГА, 1971, 172 с.

ОГЛАВЛЕНИЕ